



UNIVERSIDAD DE MÁLAGA

Tesis doctoral

**ANÁLISIS NUMÉRICO Y EXPERIMENTAL DEL
AGRIETAMIENTO TRANSVERSAL EN LAMINADOS
CRUZADOS SIMÉTRICOS**


José Luis Méndez Orellana

Febrero 2016



Publicaciones y
Divulgación Científica

AUTOR: José Luis Méndez Orellana

 <http://orcid.org/0000-0002-8178-7647>

EDITA: Publicaciones y Divulgación Científica. Universidad de Málaga



Esta obra está bajo una licencia de Creative Commons Reconocimiento-NoComercial-SinObraDerivada 4.0 Internacional:

Cualquier parte de esta obra se puede reproducir sin autorización pero con el reconocimiento y atribución de los autores.

No se puede hacer uso comercial de la obra y no se puede alterar, transformar o hacer obras derivadas.

<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/legalcode>

Esta Tesis Doctoral está depositada en el Repositorio Institucional de la Universidad de Málaga (RIUMA): riuma.uma.es

Málaga 2016

UNIVERSIDAD DE MÁLAGA

Departamento de Ingeniería Civil, de Materiales y Fabricación
Tesis doctoral

**ANÁLISIS NUMÉRICO Y EXPERIMENTAL DEL AGRIETAMIENTO
TRANSVERSAL EN LAMINADOS CRUZADOS SIMÉTRICOS**

Autor:

JOSÉ LUIS MÉNDEZ ORELLANA

Ingeniero Aeroespacial. M Sc.
San Diego State University
San Diego, California
USA

Director:

Dr. ANTONIO BLÁZQUEZ GÁMEZ

Tesis doctoral presentada en la
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES
UNIVERSIDAD DE MÁLAGA
Para obtener el Grado de Doctor

Málaga, Febrero de 2016

Dr. Antonio Blázquez Gámez, Profesor Titular de la Universidad de Sevilla, como
Director de la Tesis Doctoral

**“ANÁLISIS NUMÉRICO Y EXPERIMENTAL DEL
AGRIETAMIENTO TRANSVERSAL EN LAMINADOS CRUZADOS
SIMÉTRICOS”**

Presentada por **D. José Luis Méndez Orellana**

En la ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES de la
UNIVERSIDAD DE MÁLAGA para la obtención del Grado de Doctor,

Hacen constar que dicha tesis cumple las condiciones necesarias para su defensa ante el
tribunal que designe la Comisión de Doctorado de la Universidad de Málaga.

En Málaga, a 3 de Febrero de 2016

Fdo. Dr. Antonio Blázquez Gámez

A Patricia Victoria

AGRADECIMIENTOS

Quiero expresar un sincero reconocimiento y agradecimiento al Dr. Antonio Blázquez Gámez de la Universidad de Sevilla, quien es mi asesor académico, por la propuesta de la temática, su apoyo y guía continua en la realización de la investigación.

De igual manera, agradezco el apoyo institucional de la Universidad Nacional Experimental del Táchira, la Universidad de Sevilla y la Universidad de Málaga por hacer realidad esta investigación.

No puedo olvidar el apoyo recibido, en el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla, por el Dr. Jesús Justo y su equipo humano de trabajo, muchas gracias.

También quiero expresar las gracias al Dr. José Zapatero por su enseñanza e invaluable apoyo en la coordinación y diligencias personales para lograr que se presentara esta tesis doctoral.

Así mismo, doy las gracias a la Dra. Consolación Pedraza por la revisión y sugerencias hechas al documento, como también a los doctores y profesores del Departamento de Ingeniería Civil, de Materiales y Fabricación de la Universidad de Málaga quienes se involucraron con sus enseñanzas e investigaciones en la realización del convenio entre la Universidad Nacional Experimental del Táchira y la Universidad de Málaga.

Por último, pero no menos importante, quiero agradecer y reconocer la paciencia y optimismo de mi esposa Moresby e hija Patricia Victoria quienes han sido una fuente de entusiasmo e inspiración a lo largo de este doctorado.

Índice

Lista de Figuras.....	9
Lista de Tablas.....	12
CAPÍTULO I. Introducción.....	13
Antecedentes.....	13
Los materiales compuestos.....	13
Despegue de la interfaz fibra matriz.....	14
Agrietamiento transversal.....	16
Objetivo.....	17
Metodología.....	17
Contenido del documento.....	18
CAPÍTULO II. Fundamentos teóricos y revisión bibliográfica.....	20
Teoría de laminados: aplicación al caso de laminados cruzados simétricos.....	20
Mecánica de la Fractura.....	21
Técnica de cierre de grieta virtual.....	21
Modelo de zona cohesiva.....	23
El programa de elementos finitos ANSYS.....	25
CAPÍTULO III. Modelo micromecánico para el análisis de la aparición del daño transversal.....	27
Geometría.....	27
Materiales.....	28
Carga y condiciones de contorno.....	29
Malla de elementos finitos.....	29

Análisis de tensiones.....	32
Simulación del despegue (debonding) de la interfaz fibra/matriz.....	33
Conclusiones del análisis micromecánico.....	38
CAPÍTULO IV. Modelo mesomecánico para el análisis de la propagación	
de la grieta transversal.....	39
Geometría.....	39
Materiales.....	39
Carga y condiciones de contorno.....	40
Malla de elementos finitos.....	42
Proceso de resolución.....	43
CAPÍTULO V. Resultados del análisis mesomecánico.....	44
Agrietamiento de la configuración $0_3/90_6/0_3$	44
Influencia de tamaño inicial de la grieta.....	48
Influencia de la posición de la grieta.....	52
Influencia de la separación entre de la grieta.....	53
CAPÍTULO VI. Desarrollo experimental.....	57
Fabricación de las probetas.....	57
Dispositivos de ensayo.....	63
Ensayo de tracción.....	64
Emisión acústica.....	68
CAPÍTULO VIII. Conclusiones y desarrollo futuro.....	79
Conclusiones.....	79
Desarrollo futuro.....	80

RERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	81
--------------------------------------	-----------

Lista de Figuras

Figuras	Páginas
2.1 Coordenadas polares en el vértice de la grieta.....	21
2.2 Las figuras representan: a) El sólido con la discontinuidad b) El modelo de zona cohesiva.....	24
3.1 Elemento de volumen representativo RVE.....	27
3.2 Geometría del modelo. Medidas en milímetros.....	28
3.3 Condiciones de contorno.....	29
3.4 Tensión radial en MPa.....	30
3.5 Tensión circunferencial MPa.....	31
3.6 Tensión tangencial en MPa.....	31
3.7 Geometría del elemento de volumen representativo indicando el ángulo de despegue (debonding) θ_d	33
3.8 Aplicación de las condiciones de borde.....	34
3.9 Modelo y mallado con elementos finitos.....	35
3.10 Deformación radial en metros.....	36
3.11 Mallado alrededor de la interfaz fibra matriz.....	36
3.12 Máxima tensión radial en el vértice de la interfaz fibra matriz.....	37
4.1 Geometría y sistema de coordenadas.....	39
4.2 Carga de desplazamiento parte superior del modelo y condiciones de contorno en la parte inferior del modelo. Medidas en metro.....	42
4.3 Mallado de la secuencia de apilado ($0_3/90_6/0_3$).....	43
5.1 Tensión normal a tracción SX en la zona cohesiva en MPa.....	45
5.2 Tensión normal a tracción perpendicular a la grieta SY en la zona cohesiva en MPa...46	
5.3 Tensión cortante SXY en la zona cohesiva en MPa.....	46
5.4 Distribución de tensión normal SX y corte SXY en la interfaz $0/90$	47

5.5 Distribución de la tensión S_Y a lo largo de la interfaz 0/90.....	48
5.6 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.5 mm, tamaño del modelo 2 mm.....	49
5.7 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.25 mm, tamaño del modelo 2 mm.....	50
5.8 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.125 mm, tamaño del modelo 2 mm.....	50
5.9 Distribución de la tensión S_Y y tamaño de la grieta.....	51
5.10 Distribución de la tensión S_X y tamaño de la grieta.....	51
5.11 Grieta descentrada 0.25 mm, tamaño del modelo 2 mm.....	52
5.12 Grieta descentrada 0.33 mm, tamaño del modelo 2 mm.....	53
5.13 Influencia de la separación de la grieta. $L = 1.5$ mm.....	54
5.14 Influencia de la separación de la grieta. $L = 1.0$ mm.....	54
5.15 Influencia de la separación de la grieta. $L = 0.75$ mm.....	55
5.16 Influencia de la separación de la grieta. $L = 0.5$ mm.....	55
5.17 Influencia de la separación de la grieta.....	56
6.1 Medidas de los paneles de material compuesto en milímetros.....	57
6.2 Bobina de material compuesto.....	58
6.3 Corte de los paneles.....	58
6.4 Corcho adhesivo a 90 grados.....	58
6.5 Conjunto de laminas apiladas.....	58
6.6 Aplicación del vaciado de aire.....	58
6.7 Paneles cortados.....	58
6.8 Presión de curado en el Autoclave Scholz.....	60
6.9 Temperatura de curado en el Autoclave Scholz.....	60
6.10 Autoclave Scholz.....	61
6.11 Paneles después del curado.....	61

6.12 Máquina de Termo Prensado.....	62
6.13 Paneles con los tacones.....	62
6.14 Máquina Cortadora.....	63
6.15 Medición de las Probetas.....	63
6.16 Medida con Pie de Rey.....	63
6.17 Tornillo Micrométrico digital.....	63
6.18 Máquina ISTRON 4482.....	64
6.19 Extensómetro 2630-12.....	64
6.20 Probeta 1.1-1.....	66
6.21 Probeta 1.3-1.....	66
6.22. Probeta 2.2-1.....	67
6.23. Probeta 2.3-1.....	67
6.24 Esquema del principio de emisión acústica.....	69
6.25 Probeta con el detector de sonido y extensómetro montado en la máquina de tracción. LERM. Universidad de Sevilla.....	69
6.26 Probeta pulida antes del ensayo. Laminado (0 ₃ /90 ₄ /0 ₃).....	70
6.27 Grieta transversal al primer sonido emitido. Laminado (0 ₃ /90 ₄ /0 ₃).....	71
6.28 Tres grietas transversales. Laminado (0 ₃ /90 ₄ /0 ₃).....	72
6.29 Carga aplicada vs desplazamiento del extensómetro. Laminado 0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	74
6.30 Grieta cerca de la interfaz 0°/90°. Laminado 0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	75
6.31 Grieta cerca de la interfaz 0°/90°. Magnificado a 10x. Laminado 0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	76
6.32 Grietas cerca de la interfaz 0°/90. Magnificado 20x. En otra posición. Laminado 0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	77
6.33 Coalescencia de grietas en la interfaz 0°/90°. Magnificado 60X. Laminado 0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	78

Lista de Tablas

Tablas	Páginas
3.1 Propiedades del material compuesto.....	28
3.2 Resultados de tensiones.....	32
3.3 Porcentaje de error.....	32
3.4 Índice de disipación de energía.....	37
4.1 Propiedades de la lámina.....	40
4.2 Resistencia de la lámina.....	40
4.3 Apilado de láminas.....	40
4.4 Resultados de las deformaciones y tensiones.....	41
6.1 Series fabricadas de material compuesto.....	59
6.2 Series fabricadas de material compuesto.....	59
6.3 Medidas de las probetas.....	65
6.4 Resultados del ensayo a tracción.....	65

CAPÍTULO I. Introducción

Este capítulo está dedicado a describir el campo científico en el cual se ha realizado el trabajo que se presenta en este documento. El capítulo contiene los antecedentes relacionados con el convenio interinstitucional entre la Universidad Nacional Experimental del Táchira y la Universidad de Málaga; una descripción de los materiales compuestos y en particular los laminados cruzados simétricos sometidos a tracción, así mismo la revisión de la literatura técnica relacionada al tema. También se ha incluido el principal propósito y aporte de esta investigación. El capítulo continúa presentando la metodología utilizada con una breve descripción de los contenidos del resto de los capítulos de este documento.

Antecedentes

En aras de una mejora continua y de alto nivel al personal docente de la Universidad Nacional Experimental de Táchira (UNET), se realiza el convenio interinstitucional entre esta Universidad y la Universidad de Málaga con el objetivo de: "Proporcionar al alumno de tercer ciclo los conocimientos, herramientas y habilidades para investigar en el campo de la Ciencia de Materiales e Ingeniería de Fabricación". El convenio suscrito entre ambas universidades, es con el fin de formar a los profesores del Departamento de Ingeniería Mecánica en un personal docente con título de doctor en el área, para la fecunda labor de docencia a las nuevas generaciones de estudiantes de Ingeniería Mecánica. Por consiguiente, se crea el doctorado "Caracterización procesado y comportamiento de materiales", organizado por el Departamento de Ingeniería Civil, de Materiales y Fabricación de la Universidad de Málaga. La modalidad de estudio en el marco del convenio es a través de la educación a distancia, donde un equipo de doctores especialistas en el área, impartió las clases en la UNET y posteriormente los alumnos del programa finalizarán sus estudios doctorales con la disertación de la tesis doctoral en la Universidad de Málaga.

Particularmente en la realización de esta investigación hubo la necesidad de una estancia en la Universidad de Sevilla, donde se elaboraron y ensayaron un conjunto de probetas de un material compuesto con laminados cruzados simétricos para detectar el inicio y la propagación del agrietamiento transversal. Para esto se contó con el apoyo y equipamiento del Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla, bajo la tutoría de uno de los directores de la tesis doctoral.

Los Materiales Compuestos

En la actualidad existen más de 50000 tipos de materiales disponibles a los ingenieros y artesanos para el diseño y la fabricación de productos, de acuerdo con Mazumbar (Mazumbar, 2002), y se clasifican en metales, polímeros (plásticos), cerámicas y compuestos. Los materiales compuestos, por su parte, datan desde hace muchos años,

pero es en la década de los años sesenta cuando la industria comienza a tomar un gran interés en estos materiales, particularmente con la aparición de los materiales compuestos basados en resinas poliméricas reforzados con fibras. Desde entonces, los materiales compuestos se han diseñado y fabricado para la industria aeroespacial y aeronáutica, la industria automotriz, la industria deportiva y hasta la industria biomédica en la obtención de prótesis y dispositivos médicos.

Un material compuesto, con frecuencia, se define como una combinación de dos o más materiales fabricados de manera que los constituyentes individuales (materiales) puedan identificarse en su forma final. Si el diseño del material es apropiado, el material compuesto que se obtiene puede tener mejores propiedades globalmente y presentar ventajas respecto de un solo constituyente. Entre las ventajas más resaltantes de los materiales compuestos está su baja densidad y alta resistencia. Otra ventaja particular de un material compuesto, es que se puede diseñar orientando las fibras hacia la dirección más favorable para resistir las cargas solicitadas.

Este trabajo, está orientado a los materiales compuestos laminados de aplicación en las estructuras aeroespaciales. Una de las principales características que los hacen ventajosos son los elevados cocientes resistencia/peso y rigidez/peso; esto es, si se compara la densidad de una aleación de aluminio con la densidad de un material compuesto de fibra de carbono con matriz de resina epoxi, el material compuesto es 1,77 veces más liviano que la aleación de aluminio; de igual modo, si se compara la resistencia a tracción del material compuesto con la aleación de aluminio, el material compuesto de fibras de carbono con matriz de resina epoxi es 3,21 veces más resistente. Sin embargo, los materiales compuestos laminados tienen poca resistencia en la dirección transversal, por lo que es necesario colocar láminas a 90 grados durante el apilado para obtener una mayor resistencia en la dirección transversal.

En particular los análisis realizados en esta investigación se han centrado en los laminados cruzados simétricos sometidos a cargas de tracción. Un laminado cruzado es un conjunto de dos o más láminas pegadas entre sí dispuestas de forma simétrica a 0° y 90° . Las láminas externas se disponen en la dirección de la carga (0°) y la interna perpendicular a la misma (90°), y actúa como un elemento integral estructural.

Despegue de la interfaz fibra matriz

De acuerdo con Herakovich (Herakovich, 1998) el mecanismo de fallo de los materiales compuestos a nivel micromecánico incluye: la división de la fibra, despegue de la interfaz fibra matriz (debonding, en inglés), el agrietamiento de la matriz y las grietas radiales. En el nivel mesomecánico, el mecanismo de fallo se manifiesta como la rotura de la lámina en forma de grietas transversales en los planos paralelos a las fibras, la delaminación entre las capas laminadas y las roturas de fibras dominantes en los planos

perpendiculares a las fibras. La rotura o fractura transversal de la fibra es uno de los fallos más peligrosos en los materiales compuestos, porque la fibra es el material que típicamente resiste la capacidad de carga. La rotura de la fibra puede ser el resultado de tensiones a compresión y tracción. De igual forma, el fallo de despegue de la interfaz entre la fibra y la matriz es de especial importancia porque está vinculado a la adhesión y cohesión de la interfaz fibra/matriz y representa un fenómeno que aún es objeto de estudio.

En los trabajos de investigación de Wang A. (Wang A. , 1984) se desarrolla el mecanismo de daño de un elemento estructural de material compuesto laminado en varios niveles de escala. A nivel de escala macromecánico el fallo de un elemento estructural se relaciona con la pérdida de rigidez local cuando la carga aplicada alcanza un valor crítico. En este caso, la rigidez del elemento estructural de material compuesto laminado y los desplazamientos son las variables de interés. A nivel de escala mesomecánico, el mecanismo de daño viene dado por la pérdida de la resistencia local debido a la existencia de un defecto o fisura. El fallo está definido por dicha fisura y se propaga hasta convertirse en una grieta cuando se alcanzan unas ciertas condiciones de carga. A este nivel de escala se identifican los detalles del laminado, la secuencia de apilado y la interfaz entre láminas. Por último está el nivel de escala micromecánico donde se debe considerar la fibra, la matriz y la interfaz fibra matriz. En este nivel aparecen otros fenómenos como: microporos, rotura de fibras, despegue de la interfaz fibra matriz, entre otros. Estos defectos son pequeños y originan altas concentraciones de tensiones que a su vez se propagan e interactúan unos con otros para formar una grieta de tamaño mayor.

Varna et al. (Varna, Paris, & del Cano, 1997) señala que la calidad de la interfaz, la cual es determinante en la iniciación del fallo, se caracteriza comúnmente en términos de la resistencia de la interfaz o la tenacidad a la fractura. Existen varios procedimientos normalizados para determinar la resistencia por corte en la interfaz fibra/matriz. Entre estos procedimientos, el más apropiado es el enfoque basado en la energía para realizar el análisis de la falla en la interfaz. Este enfoque establece que la energía total disipada durante la propagación del despegue (debonding) entre la fibra y la matriz es igual al trabajo realizado para crear una nueva superficie de la grieta. Como este trabajo es proporcional a la tenacidad de la fractura en la interfaz, los resultados se expresan en términos del índice de disipación de energía G (ERR por sus siglas en inglés)

En otro trabajo, González y Llorca (González & Llorca, 2007) estudiaron el comportamiento mecánico en un material compuesto de matriz polimérica, con fibras de refuerzo unidireccional de carbono y fibras de vidrio, sujeta a una compresión perpendicular a las fibras a través de la micromecánica computacional. Utilizaron un elemento de volumen representativo de una microestructura idealizada con dispersión aleatoria de fibras paralelas embebidas en una matriz polimérica. Usaron la técnica de los elementos finitos para modelar el elemento de volumen representativo y determinaron la

curva tensión-deformación; los mecanismos de daño como: despegue de la interfaz fibra/matriz, deformación plástica de la matriz, fueron incluidas en la simulación. De igual modo, realizaron un estudio paramétrico para evaluar la influencia de las propiedades (consideran la matriz elastoplástica) de la matriz y las propiedades de la interfaz sobre la curva de tensión-deformación, resistencia a compresión, la ductilidad, y los modos de roturas correspondientes.

Agrietamiento transversal

Garrett y Bailey (Garrett & Bailey, 1977) comenzaron durante la década de los años setenta con la observación de la iniciación de la microgrieta en polímeros reforzados con fibras de vidrio. En sus experimentos en laminados cruzados simétricos 0/90, hicieron variar el espesor de la lámina de 90° desde 0,1 milímetro hasta 4 milímetros, manteniendo el espesor en 0,5 milímetros en la lámina orientada a 0°. Lo hicieron también para los compuestos laminados de fibra de carbono y resina epoxi y concluyeron que la deformación para la iniciación de la microgrieta aumenta en la medida que el espesor de la lámina de 90° disminuye.

La investigación de Berthelot J y Le Corre J (Berthelot & Le Corre, 2000) se desarrolló en un modelo analítico, que emplearon para evaluar la distribución de tensión en un material compuesto laminado cruzado 0/90_m/0 de fibra de vidrio tipo E y resina epoxi sujeto a carga por tracción. Dicho modelo analítico considera la presencia de grietas transversales y delaminación originada a partir del vértice de la grieta transversal. En la región delaminada, el enfoque analítico se reducía a un análisis unidimensional, y en la parte sin delaminación, el modelo se formulaba considerando que el desplazamiento longitudinal era función de las coordenadas longitudinales y transversales. Entre las conclusiones de su investigación destaca los siguientes: en la zona de delaminación la transferencia de carga mecánica entre la lámina a 0° y la de 90° es por fricción en la interfaz e independiente de la coordenada longitudinal; en el espesor de la lámina a 0° el desplazamiento longitudinal es progresivo, mientras que en la lámina de 90° la variación del desplazamiento es parabólico; los resultados obtenidos del modelo analítico se comparan en muy buena medida con los resultados numéricos utilizando la técnica de los elementos finitos.

París et al. (Paris, Blázquez, McCartney, & Mantic, 2000) determinaron el índice de disipación de energía G , utilizando el Método de los Elementos de Contornos (BEM¹ por sus siglas en inglés) basado en la hipótesis de la deformación plana generalizada. En un laminado simétrico 0/90 determinaron que durante el agrietamiento transversal en las láminas a 90° el índice de disipación de energía G crece en la medida en que la grieta transversal crece, lo que representa un crecimiento inestable de la grieta en la lámina

¹ BEM Boundary Elements Method

central de 90° . El máximo de G se alcanza relativamente cerca de la interfaz $0/90$. A partir de dicho punto la evolución de G decrece cuando el vértice de la grieta tiende hacia la interfaz, hasta alcanzar el valor límite 0; ello implica un crecimiento de la grieta transversal. El valor límite 0 viene avalado por los desarrollos teóricos por tratarse de una grieta que progresa por un medio homogéneo (la lámina a 90°) hacia una interfaz con un material más rígido (la lámina a 0°), véase Blázquez et al. (Blázquez, Mantic, Paris, & McCartney, 2008), para una explicación del comportamiento de G en este caso.

En otro artículo de París et al. (París, Blázquez, McCartney, & Barroso, 2010), continuación del anterior, se incluye el efecto de las tensiones térmicas para conectar las predicciones numéricas con los resultados de ensayos. En este caso, se puede apreciar que el índice de disipación de energía G aumenta bajo la presencia del efecto de las tensiones térmicas; esto implica, que existe una mayor tendencia al agrietamiento transversal debido al proceso de curación del material, lo que hace que, la aparición de grietas ocurra a una carga de aplicación más baja. Sin embargo, en cuanto a la forma y evolución del índice de disipación de energía es igual al obtenido en la parte numérica anterior. En este artículo se concluye que la participación de las tensiones térmicas altera el resultado numérico anterior solo desde el punto de vista cuantitativo, pero no cualitativo.

En los modelos propuestos por los investigadores para el análisis numérico del agrietamiento transversal con el Método de los Elementos de Contorno o con el Método de los Elementos Finitos, en su mayoría localizan la grieta en el centro de la lámina a 90° y se inicia con un modelo simplificado del dominio total. El modelo simplificado toma en consideración la simetría de la geometría; hasta el momento la hipótesis de iniciar el modelo simplificado con una grieta central y de un solo tamaño no ha sido evidenciada si es correcta o no.

Objetivo

El principal propósito de esta investigación ha sido analizar el agrietamiento transversal bajo la hipótesis de la geometría total del dominio. Para esto se ha realizado un análisis numérico de la grieta en cuanto a su tamaño, la posición de la misma hacia la interfaz $0/90$ y la influencia del espesor de lámina a 90° . También se ha estudiado el despegue de la interfaz fibra matriz. Finalmente, para corroborar cualitativamente los resultados numéricos se han fabricado y ensayado un conjunto de probetas.

Metodología

En cuanto a la metodología usada en el desarrollo del siguiente trabajo se viene condicionada por el hecho de tratarse de un proyecto de investigación compuesto por una parte computacional y otra experimental. De acuerdo con Davis (Davis R. , 1980), en el proyecto computacional se indica el planteamiento y análisis detallado del problema, el

desarrollo teórico, el desarrollo de la programación y por último la validación. En el proyecto experimental se debe indicar la teoría, el equipo y el material a utilizar, el procedimiento y por último los resultados.

Basado en lo anterior, en el siguiente trabajo se plantean dos modelos computacionales: un modelo micromecánico para estudiar el fenómeno de despegue en la interfaz fibra/matriz y un modelo mesomecánico para analizar el inicio y propagación del agrietamiento transversal. Posteriormente, se construye y ensaya experimentalmente un conjunto de probetas de un material compuesto de laminado cruzado simétrico.

Para alcanzar el propósito propuestos, el modelo micromecánico se desarrolla en el plano bajo la hipótesis de deformación plana, por lo que el modelo con la técnica de elementos finitos, se simplifica y su coste computacional se reduce en tiempo de ejecución. En este caso se estudia la distribución de las tensiones y la determinación del índice de disipación de energía. Por otro lado, el modelo mesomecánico se desarrolla en el plano bajo la hipótesis de un estado de deformación plana generalizado y se describe el inicio y la progresión de la grieta transversal, usando el modelo de zona cohesiva bilineal con elementos de contacto porque es más sencillo de aplicar y está implementado en la herramienta ANSYS.

Para el desarrollo experimental, se inicia con la fabricación de las probetas utilizando la técnica de bolsa de vacío en autoclave. El material compuesto es de tipo 194 IMA/M21E. Para la construcción de las probetas, las láminas se apilaron en forma cruzada simétrica por ser una configuración que la experiencia de la comunidad científica ha comprobado útil para el análisis de este tipo de daño, además resulta fácil detectar y visualizar con un microscopio. Posteriormente se ensayan las probetas en la máquina de tracción. Finalmente, se comparan cualitativamente los resultados numéricos y experimentales.

Contenido del documento

En este capítulo se ha expuesto el propósito y aporte de la investigación, una descripción de los materiales compuestos y en particular los laminados cruzados simétricos, una revisión de la literatura técnica relacionada al tema y se ha incluido la metodología de trabajo. En el capítulo dos se presentan los fundamentos teóricos y la revisión bibliográfica. En el capítulo tres se incluye el estudio numérico a nivel micromecánico del fenómeno de despegue de la interfaz entre la fibra y la matriz (debonding en el idioma inglés) realizado. En el capítulo cuatro se analiza numéricamente el agrietamiento transversal, en un laminado simétrico cruzado de fibra de carbono con resina epoxi a nivel mesomecánico. En el capítulo cinco se exponen los resultados numéricos el agrietamiento transversal a nivel mesomecánico. El capítulo seis desarrolla la fabricación y los ensayos realizados en la máquina a tracción de un conjunto de probetas de fibras de carbono con resina epoxi de

Málaga 2016

diferentes laminados o apilados. Para terminar, el capítulo siete contiene las conclusiones y desarrollo futuro.

CAPÍTULO II. Fundamentos teóricos y revisión bibliográfica.

En este capítulo se han introducido los fundamentos teóricos, la revisión bibliográfica y las herramientas que se han utilizado en la investigación. Para esta finalidad, se pretende cubrir los aspectos más destacados de cada una de ellos, de manera que el capítulo está dividido por: la Teoría de Laminados, la Mecánica de la Fractura, incluyendo la técnica de cierre de grieta virtual. El modelo de zona cohesiva. El agrietamiento transversal y un apartado final dedicado brevemente a describir el programa de elementos finitos ANSYS.

Teoría de laminados: aplicación al caso de laminados cruzados simétricos.

La teoría de laminados consiste en determinar la relación entre las tensiones y las deformaciones usando las hipótesis generales de placas delgadas de Kirchhoff. De acuerdo a Paris, Cañas, Marín y Barroso op.cit., la ley de comportamiento de una lámina K , quedaría entonces:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}_K = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_K \left\{ \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \right\} \quad (2.1)$$

Donde z corresponde a la coordenada de la lámina K y las k con el subíndice representan la curvatura de la lámina.

Aun cuando en la teoría de laminados existen diversos casos particulares de laminados, solo se hará referencia al caso de laminados cruzados simétricos o Cross-ply, orientados a 0° y 90° . Para este caso particular como para otros, los términos $A_{16}, A_{26}, D_{16}, D_{26}$, que a su vez se relacionan con \bar{Q}_{16} y \bar{Q}_{26} de la ecuación (2.1) se reducen a cero; sin embargo, se mantiene el acoplamiento entre la laja y la placa a través de la matriz B_{ij} como lo indica la ecuación (2.2).

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & 0 & 0 \\ 0 & -B_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

Particularmente el término B_{11} se debe al apilamiento cruzado con orientación a 0° y 90° con igual espesor de láminas. Este término tiende a desaparecer en la medida que aumenta el número de láminas y por consiguiente es cero para un laminado mayor a tres láminas de acuerdo a Jones (Jones, 1975), el cual se aplica a la presente investigación.

Mecánica de la Fractura.

La Mecánica de la Fractura aplicada al estudio de grietas en los materiales isotrópicos homogéneos se puede considerar en el momento actual como un área de conocimiento bien desarrollada según Anderson (Anderson, 1995) y Jessen, Zuidema, y Wanhill (Jessen, Zuidema, & Wanhill, 2002). Por el contrario, la Mecánica de Fractura aplicada a grietas de interfaz, una temática que atrae enorme esfuerzo de investigación en los años recientes, continúa aun siendo una disciplina en desarrollo. Desde los trabajos pioneros de Williams (Williams, 1959), England (England, 1965), Erdogan (Erdogan, 1965), Rice y Sih (Rice & Sih, 1965) y Malyshev y Salganik (Malyshev & Salganik, 1965) entre otros, el aumento de trabajos sobre el tema ha sido significativo.

En la Mecánica de la Fractura, la expresión del campo de tensiones en el entorno de la punta de la grieta para un medio ortótropo infinito se puede reducir siguiendo el trabajo presentado por Doblare et al. (Doblare, Espiga, Garcia, & Alcantud, 1990):

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \text{Re} f_{ij}(\theta) + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \text{Re} g_{ij}(\theta) \quad (2.3)$$

Donde las funciones $f_{ij}(\theta)$ y $g_{ij}(\theta)$ dependen de la orientación θ y la matriz constitutiva del material ortótropo y, sólo, se debe incluir la parte real representada por Re de la ecuación. El Factor de Intensidad de Tensión (SIF, por sus siglas en inglés) queda representado por K_I y K_{II} en el Modo de Fractura I y Modo de Fractura II, respectivamente. La figura 2.1 muestra en coordenadas polares la punta de la grieta y la distancia de aplicación del campo de tensiones r (campo singular de tensión).

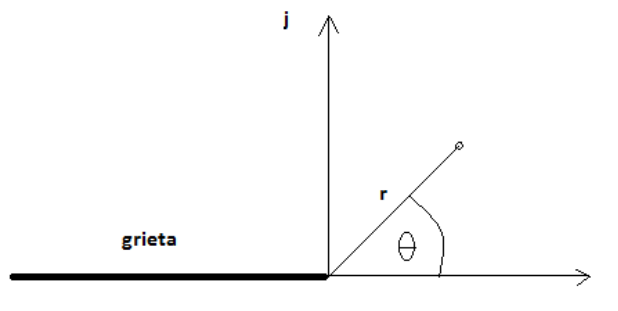


Fig. 2.1 Coordenadas polares en el vértice de la grieta.

Técnica de cierre de grieta virtual.

La técnica de cierre de grieta virtual (VCCT, virtual crack closure technique) fue originalmente propuesta por Ribicki y Kanninen (Ribicki & Kanninen, 1977). Es una

técnica basada en el balance energético propuesto por Irwin (Irwin, 1958) , quien afirma “si la grieta se extiende una pequeña cantidad Δc , la energía absorbida en el proceso es igual al trabajo requerido para cerrar la grieta a su longitud original”. Utilizando el sistema polar de coordenadas, la formulación matemática es:

$$G = \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \int_0^{\Delta c} \sigma_y (\Delta c - r, 0) v(r, \pi) dr + \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \int_0^{\Delta c} \tau_{xy} (\Delta c - r, 0) u(r, \pi) dr \quad (2.4)$$

De donde G es el Índice de Disipación de Energía; σ_y y τ_{xy} son la tensiones aplicadas en las superficies de la grieta para volver a cerrarla; u y v son los deslizamientos relativos y los desplazamientos de la apertura entre los puntos sobre las caras de la grieta; y Δc la extensión de la grieta en la punta de la grieta. El primero y segundo integral de la ecuación (2.4) corresponden a expresiones del Índice de Disipación de Energía (ERR energy release rate) del Modo I y Modo II de deformaciones, respectivamente.

En los cálculos con la técnica de los elementos finitos, los cambios en la longitud de la grieta, en la medida que progresa, están vinculados por los tamaños de los elementos finitos. Según Leski (Leski, 2007), el trabajo necesario W para cerrar la grieta está dado por la siguiente relación:

$$W = \frac{1}{2} Fu \quad (2.5)$$

De donde F es la fuerza necesaria para mantener unidos los nodos; u es la apertura de desplazamiento. De esta forma, es posible calcular el Índice de Disipación de Energía G y por consiguiente el Factor de Intensificación de Tensión K (SIF por sus siglas en inglés) basado en un solo cálculo con la técnica de los elementos finitos. La ventaja de la técnica de cierre de grieta virtual (VCCT) es que no es necesario realizar un segundo análisis. La técnica descrita anteriormente se desarrolló inicialmente para grietas en medios homogéneos, pero se puede extender directamente para aplicarla a grieta de interfaz.

En otro orden de ideas, Mantic et al. (Mantic, Blázquez, Correa.E., & París, Analysis of interface crack with contact in composites by 2D BEM., Article in press), emplean el Método de los Elementos de Contornos (BEM, por sus siglas en inglés) para analizar los problemas de las grietas de interfaz desde el punto de vista de la Mecánica de la Fractura y consideran la posibilidad de contacto que se produce entre los diferentes sólidos del problema a nivel micromecánico y mesomecánico. Los autores incluyen dos modelos de grietas: el modelo abierto y el modelo cerrado. Utilizan el enfoque del Factor de

Intensidad de Tensión (SIF) y el Índice de Disipación de Energía (EER, por sus siglas en inglés) en la cercanía de la punta de la grieta para analizar el campo de tensiones. De igual modo, analizan y discuten los criterios de crecimiento de grieta, propagación de grieta y el cambio brusco que sufre la grieta hacia la matriz ("kinking"). A nivel mesomecánico se analiza el daño interlaminar conocido como delaminación en un material compuesto, y a nivel micromecánico el que corresponde a la grieta en la interfaz fibra/matriz, bajo la condición de carga transversal a la fibra. También se analiza el kinking hacia la matriz. En otro artículo, París et al. (París, Correa, & Cañas, 2003) realizaron un estudio numérico utilizando el Método de los Elementos de Contornos y un experimento con el propósito de producir un fallo a nivel micromecánico en la interfaz fibra/matriz basado en la hipótesis de los componentes del tensor de tensión asociado al plano de rotura para analizar y revisar su influencia en el Índice de Disipación de Energía.

Modelo de zona cohesiva.

El Modelo de Zona Cohesiva (CZM² por sus siglas en inglés) es una alternativa al VCCT para simular el crecimiento de una grieta. Ha sido utilizado con éxito por numerosos investigadores para describir el comportamiento de fallo y fractura en los materiales. El Modelo de Zona Cohesiva fue propuesto por Barenblatt (Barenblatt, 1959) como un modelo posible alternativo de la Mecánica de Fractura en el estudio de los materiales perfectamente frágiles. Posteriormente, Dugdale (Dugdale, 1960) analizó el proceso que ocurre en el vértice de la grieta en los materiales perfectamente plásticos. Por otro lado, Needleman (Needleman, 1987) fue uno de los primeros en utilizar el tipo de relación tracción-despegue en forma de polinomio y exponencial para simular el despegue de la partícula en las matrices metálicas. Adicionalmente, Xu y Needleman (Xu & Needleman, Void nucleation by inclusion debonding in crystal matrix, 1993) usaron los modelos anteriores para estudiar el proceso de nucleación en la interfaz entre la partícula y la matriz, como también el crecimiento rápido de la grieta en los materiales bajo la acción de cargas dinámicas. Posteriormente, Geubelle y Baylor (Geubelle & Baylor, 1998) emplearon el Modelo de Zona Cohesiva bilineal para simular el inicio espontáneo y propagación de grietas transversales en la matriz y el frente de delaminación en placas delgadas de un material compuesto.

En líneas generales los modelos de zona cohesiva se describen cualitativamente de la siguiente forma: se incrementan las tracciones, las tracciones alcanzan un máximo y finalmente terminan en cero con aumento de la despegue. Después de Needleman, op. cit., quien introdujo el análisis numérico computacional en los modelos de zona cohesiva, se han implementado simulaciones con la técnica de los elementos finitos en el vértice de grietas en la zona plástica, en juntas adhesivas, en grietas de interfaz en bimateriales, en delaminación en materiales compuestos, en crecimiento rápido de grietas en polímeros, etc.

²CZM Cohesive Zone Model

La mayoría de los investigadores en el área emplean dos parámetros que caracterizan el proceso de despegue: la resistencia cohesiva (máxima tracción) y el trabajo de despegue (área debajo de curva tracción-desplazamiento).

Para describir el modelo de zona cohesiva se considera un dominio Ω de un sólido que contiene una discontinuidad en el material representada por Γ_d , la cual divide el sólido en dos partes cuyos dominios son Ω_+ y Ω_- . Sobre la frontera externa del sólido, representada por Γ_F , se imponen unas tracciones T_i o desplazamientos conocidos. El campo de tensiones dentro del dominio σ_{ij} se relaciona a las cargas externas y a las cargas de tracciones en la discontinuidad del material, τ_j^+ y τ_j^- a través de las siguientes ecuaciones de equilibrio (Turón, Dávila, Camanho, & Costa, 2007) La figura 2.2 muestra el dominio con la discontinuidad y el modelo de zona cohesiva.

$$\begin{aligned}\sigma_{ij,j} &= 0 & \text{en } \Omega \\ \sigma_{ij} n_j &= T_i & \text{en } \Gamma_F \\ \sigma_{ij} n_j^+ &= \tau_j^+ = -\tau_j^- = \sigma_{ij} n_j^- & \text{en } \Gamma_d\end{aligned}$$

Donde n_j representa el vector normal a la superficie.

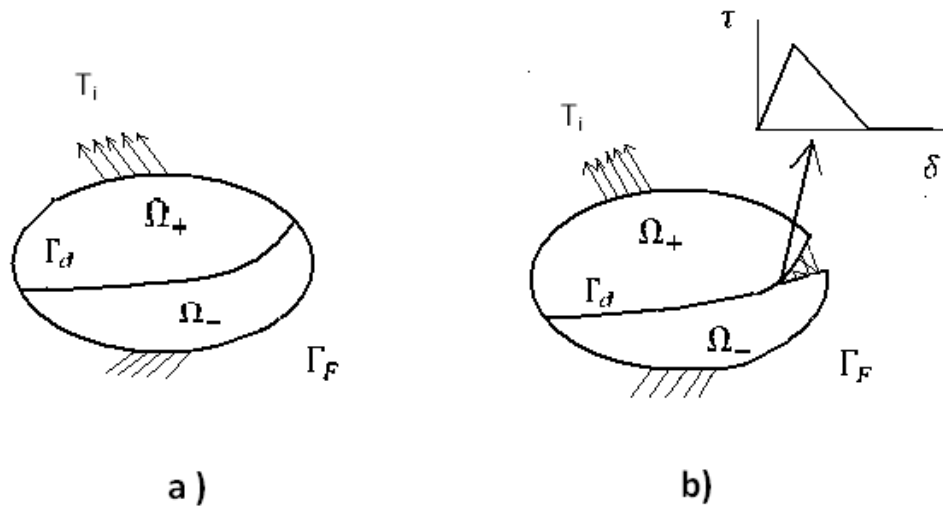


Fig. 2.2 Las figuras representan: a) El sólido con la discontinuidad b) El modelo de zona cohesiva.

Los modelos de zona cohesiva relacionan las tracciones de las superficies cohesivas con los desplazamientos en la interfaz donde puede ocurrir la grieta. El inicio del daño se relaciona con la resistencia en la interfaz; esto es, la máxima tracción en la relación

tracción-desplazamiento. El área debajo de la curva tracción-desplazamiento es igual a la tenacidad a la fractura G_c .

El programa de elementos finitos ANSYS³

El análisis con elementos finitos se ha desarrollado con la llegada de ordenadores cada vez más rápidos y con mayor capacidad de memoria. Esto ha permitido la creación de herramientas comerciales donde se emplea la teoría de elementos finitos, como es el caso de ANSYS. Cuando se realiza una simulación y modelado con ANSYS se utilizan frecuentemente tres niveles de procesamiento: el procesador (PREP7), el módulo de solución (SOLUTION) y el procesador (POST1). En el procesador PREP7 se definen: el tipo de elemento y sus opciones, las constantes reales del elemento, las propiedades de los materiales, la creación del modelo geométrico, el control de mallado y la creación del objeto mallado. En el módulo SOLUTION se aplican las condiciones de contorno y la carga del problema propiamente dicho. El procesador POST1 permite obtener el listado y el despliegue de la solución como: leer los resultados de un fichero de resultados, leer los resultados de los elementos, graficar los resultados y lista de los resultados.

La herramienta ANSYS tiene dos modos de uso: el Modo de Uso Gráfico (GUI, por sus siglas en inglés), y el Modo de Procesamiento por Lote (Batch Mode). El modo más utilizado es el GUI, puesto que se construye y analiza el modelo usando la interfase gráfica con los íconos y cajas de diálogo. El Modo de Procesamiento por Lote, requiere la creación de un fichero tipo texto programado (ASCII) con órdenes específicas de ANSYS. La herramienta ANSYS tiene su propio lenguaje de programación APDL (ANSYS Parametric Design Language), el cual usa los conceptos y estructuras similares a los lenguajes de programación como FORTRAN, BASIC, etc. Para usar APDL, se debe crear un fichero de entrada para resolver el problema (Input File). Cada línea tiene una orden específica y las órdenes se ejecutan secuencialmente. En la elaboración de los modelos de este estudio se utiliza el Batch Mode con el lenguaje de programación APDL propio de ANSYS.

Con la herramienta ANSYS se pueden emplear dos estrategias para determinar el Factor de Intensidad de Tensiones (SIF, por sus siglas en inglés), en el caso que el material sea isótropo. La primera es el modelado de la punta de la grieta con una malla extremadamente fina, pero esto hace muy costoso el cálculo. Por otro lado, ANSYS tiene un elemento singular que modela directamente la singularidad de la punta de la grieta. Este tipo de elemento singular es un elemento parabólico en el que se desplazan los nodos intermedios a un cuarto de distancia de la punta de la grieta, haciendo el cálculo más eficiente. Se consigue así que dicho elemento sea capaz de representar con precisión la singularidad $\frac{1}{2}$ que aparece en los vértices de grietas en medios homogéneos.

³ ANSYS v. 14

En el caso de un material compuesto, la herramienta ANSYS presenta dos opciones para modelar la interfaz entre dos materiales diferentes. La primera opción usa elementos de interfaz con el modelo de zona cohesiva del material; la segunda opción utiliza elementos de contacto con el modelo de zona cohesivo del material. El modelo de zona cohesiva que ejecuta ANSYS a su vez está basado en el modelo exponencial y el modelo bilineal. Entre tanto, el modelo bilineal sigue el criterio propuesto por Alfano y Crisfield (Alfano & Crisfield, 2001), el cual predice que el área debajo de la curva tracción-deformación representa el índice de disipación de energía crítico G_c . El criterio de Alfano y Crisfield estima que la despegue ocurre cuando se satisface la siguiente relación:

$$\left(\frac{G_n}{G_{cn}}\right) + \left(\frac{G_t}{G_{ct}}\right) = 1$$

Donde la n y t representan la dirección normal y tangencial, respectivamente.

Para el caso del modelo de despegue de la interfaz fibra/matriz, se usa la técnica del cierre de grieta virtual (VCCT, por sus siglas en inglés). La herramienta ANSYS no tiene un elemento particular de aplicación para esta técnica, sin embargo, se modela la despegue de la interfaz fibra/matriz usando el elemento PLANE82 con ocho nodos y con dos grados de libertad por cada nodo. Manualmente se tomaron las cargas en los nodos adyacentes a la punta de la grieta y se aplicó la técnica del cierre de grieta virtual. Sin embargo, para la simulación de la grieta transversal en la lámina a 90° , no se empleó esta técnica debido a su laborioso costo manual. Por tanto, se acudió a la técnica de los elementos cohesivos en donde el programa ANSYS tiene una opción CBDE para la simulación de superficies en contacto; de esta manera, se pudo modelar el agrietamiento transversal en la lámina a 90° usando un conjunto de nodos con coordenadas repetidas con el elemento de contacto CONT171 en la interfaz y el índice de disipación de energía, el cual se obtiene previamente del material compuesto utilizado en la investigación. Es importante resaltar que solo se modela el agrietamiento transversal en la lámina a 90° bajo la hipótesis de Modo I de la Mecánica de la Fractura, por tanto, el índice de disipación energía es para el Modo I de fractura. Sin embargo, en la opción CBDE se puede introducir también el índice de disipación crítico en el Modo II de la Mecánica de la Fractura.

CAPÍTULO III. Modelo micromecánico para el análisis de la aparición del daño transversal.

En el siguiente capítulo se introduce el fallo a nivel micromecánico como un fallo local; sin embargo este fallo local no implica la rotura total de la estructura compuesta. Para estudiar este fallo local, primero se analiza el estado de tensión de una fibra de carbono embebida en una resina termoestable de epoxi con una aplicación de carga normal a la fibra de carbono, segundo se describe el proceso de despegue (debonding) de la interfaz fibra/matriz ante una sollicitación de una deformación transversal a la dirección de la fibra, empleando un modelo numérico con el método de los elementos finitos y la técnica de cierre de grieta virtual (VCCT, Virtual Crack Closure Technique) y finalmente se determina el Índice de Disipación de Energía (ERR, Energy Release Rate).

Geometría.

Para el análisis del fallo local se ha considerado el elemento de volumen representativo (RVE por sus siglas en inglés) con una sola fibra de radio a y matriz de longitud $L \times L$, como lo muestra la figura 3.1.

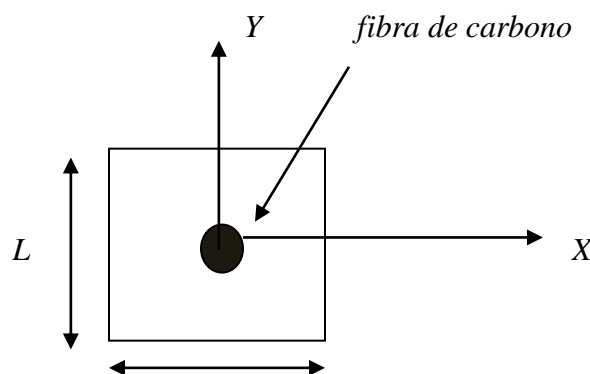


Fig. 3.1 Elemento de volumen representativo RVE.

De acuerdo con Tong (Tong, 2006) la longitud L se puede calcular con la ecuación 3.1; donde V_f es la fracción volumétrica de la fibra. El elemento de volumen representativo está basado en las siguientes hipótesis:

$$L = 10a \sqrt{\frac{\pi}{v_f}} \quad (3.1)$$

- Las fibras son continuas, infinitamente largas en la dirección z , y alineadas perfectamente con el eje z . La sección transversal es circular y están dispuestas en un arreglo cuadrado periódico.

- El material de las fibras es homogéneo, isotrópico y linealmente elástico, la matriz es homogénea e isotrópica.
- La fibra y la matriz están enlazadas perfectamente en la interfaz.
- Las cargas mecánicas se aplican a una distancia lo suficientemente alejada de las fibras.
- Las cargas mecánicas y las propiedades de los materiales no varían en la dirección del eje z .
- Estado de deformación plana.
- Tanto la fibra como el material de la matriz alrededor de la fibra, experimentan la misma deformación bajo la aplicación de las cargas. De manera que solamente una sola fibra y el material de la matriz alrededor de la fibra es necesario; esto es que la respuesta del material compuesto se puede estudiar con un solo elemento de volumen de representación.
- Para realizar el modelo con elementos finitos se toma la mitad del elemento de volumen representativo como se ilustra en la figura 3.2.

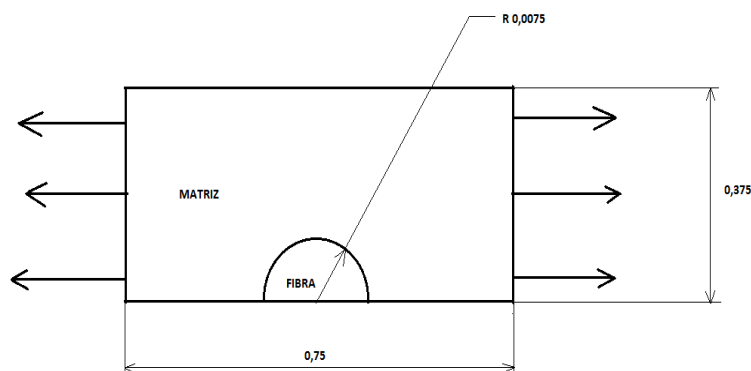


Fig. 3.2 Geometría del modelo. Medidas en milímetros.

Material.

Las propiedades del material de la fibra de carbono y la resina epoxi se presentan en la tabla 3.1 a continuación:

Tabla 3.1 Propiedades del material compuesto

MATERIAL	MODULO DE ELASTICIDAD (Pa)	COEFICIENTE DE POISSON
Fibra IM8	310 E09	0.20
Resina Epoxi	4.6 E09	0.36

Carga y condiciones de contorno.

La carga aplicada al modelo geométrico anterior es de 1 MPa en los bordes laterales y en el sentido como lo muestra la figura 3.2. Para las restricciones, la figura 3.3 muestra cómo se aplican las condiciones de contorno al modelo geométrico.

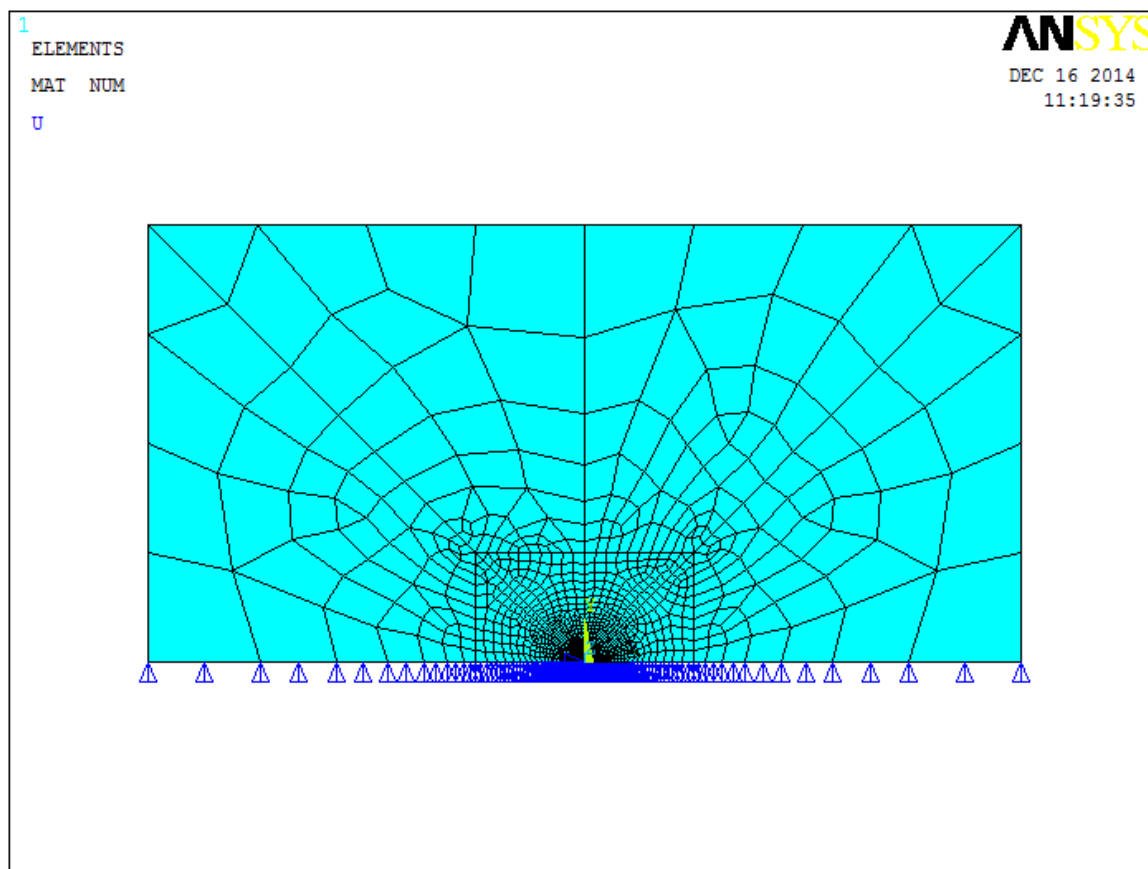


Fig. 3.3 Condiciones de contorno.

Malla de elementos finitos.

A continuación se presenta el mallado del modelo donde se utiliza un elemento cuadrilátero de ocho nodos tipo PLANE82 con dos grados de libertad por nodo en la hipótesis de deformación plana. El criterio utilizado para refinar la malla es dividir el modelo en áreas para que el mallado sea estructurado; cada línea que conforma el área a su vez se divide en segmentos; esto es, las líneas que están en la interfaz fibra/matriz se dividen en 20 segmentos cada una y las líneas que conforman el área de la matriz se dividen en 10 segmentos iguales, luego se aplica el mallado. La figura 3.4 representa la tensión radial y la figura 3.5 y 3.6 la tensión circunferencial y cortante, respectivamente. En el caso particular de la tensión radial, figura 3.4, se puede observar que en la interfaz

fibra/matriz el color rojo esta en ambos lados de la interfaz; esto implica que el mallado aplicado en la interfaz fibra/matriz es adecuado.

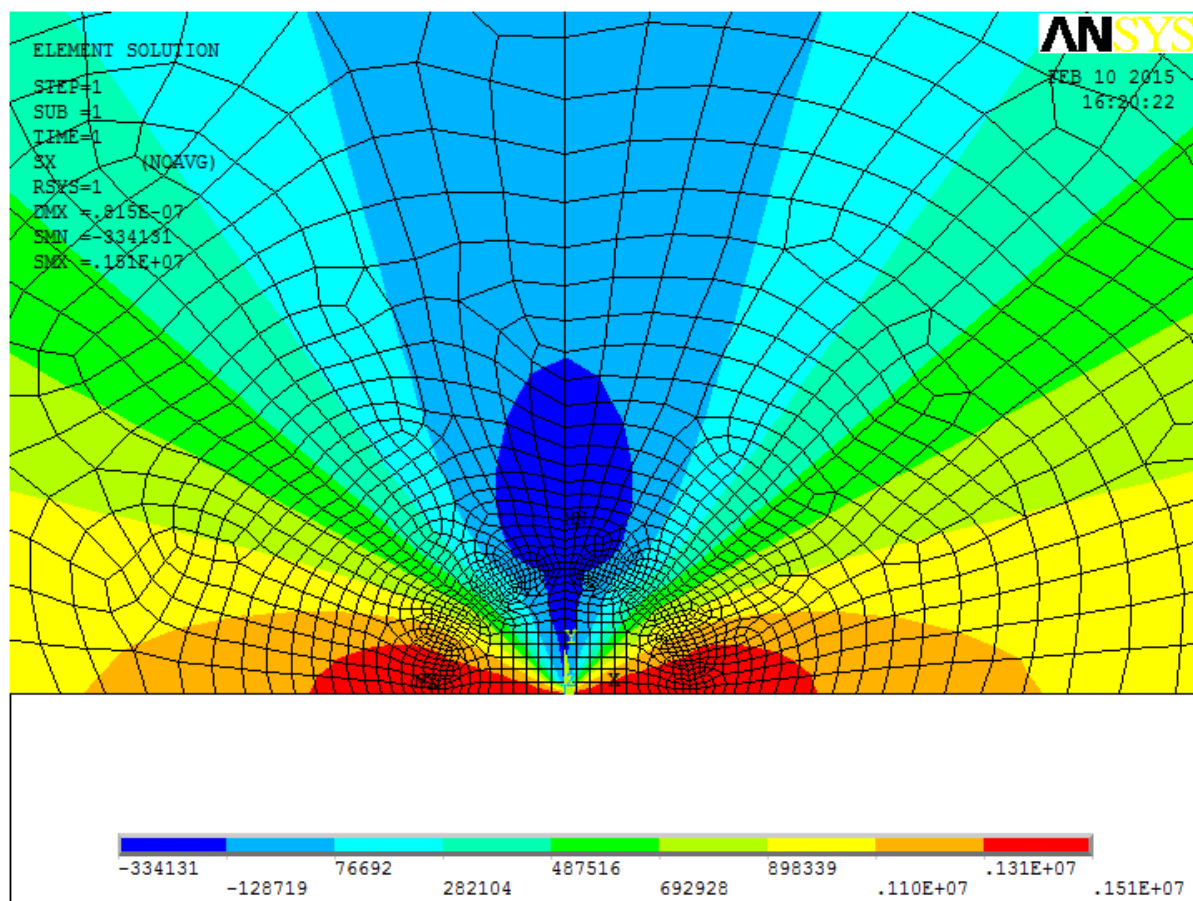


Fig. 3.4 Tensión radial en MPa.

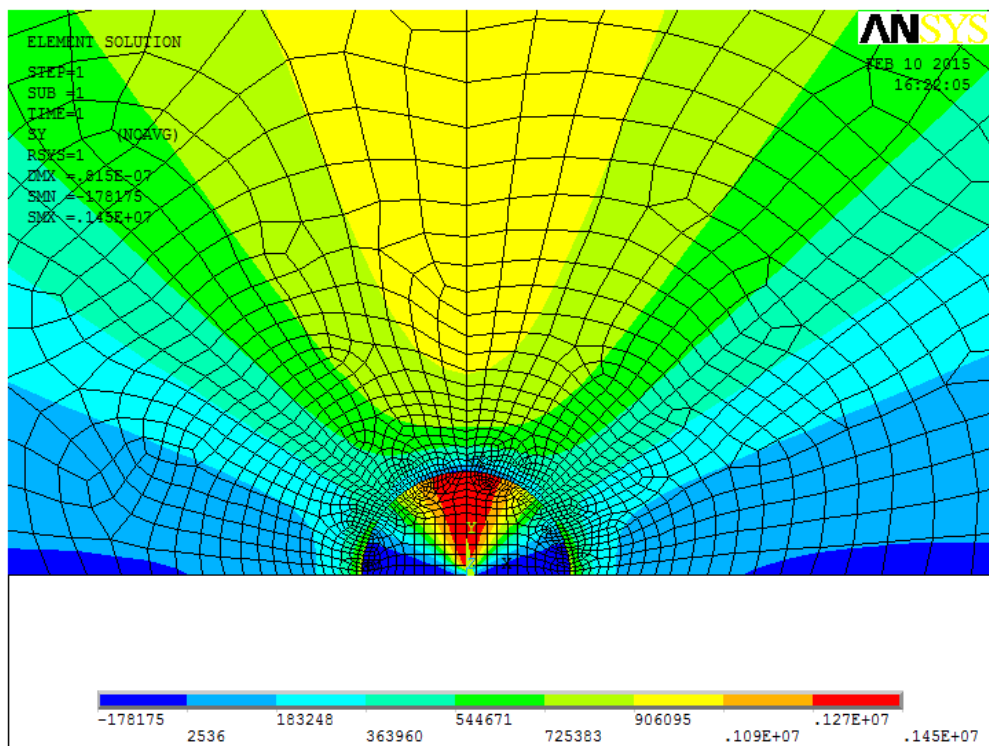


Fig.3.5 Tensión circunferencial en MPa.

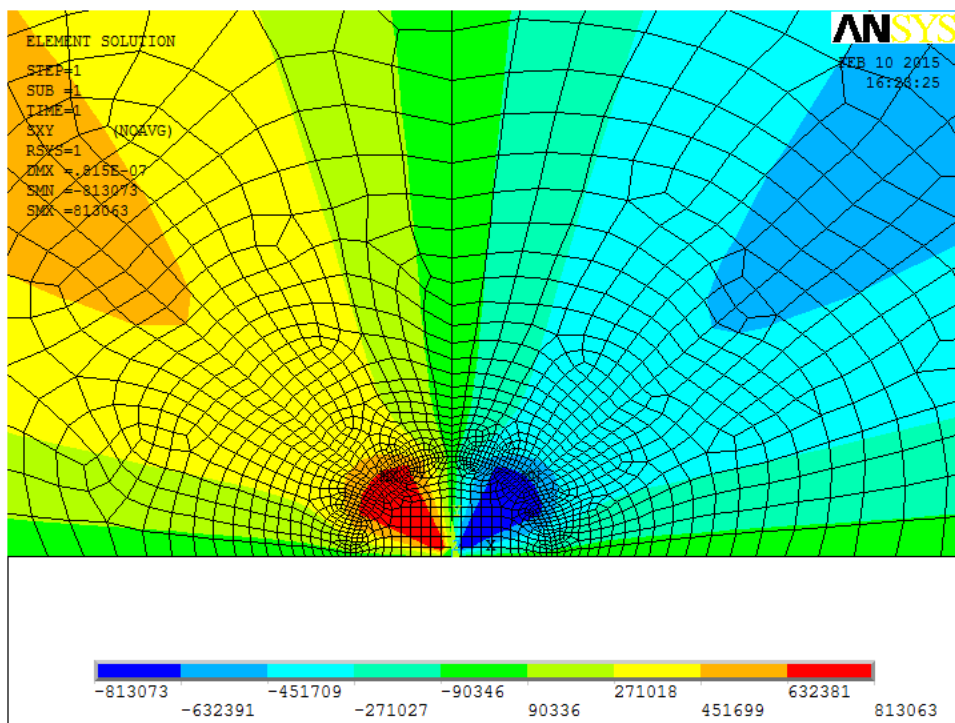


Fig. 3.6 Tensión tangencial en MPa.

Análisis de tensiones.

En la tabla 3.2 se presentan los resultados calculados con la técnica de elementos finitos y los resultados analíticos de Lekhnitskii (Lekhnitskii, 1968). En cuanto a la tensión circunferencial, esta fue tomada de la figura 3.5 a una distancia circunferencial de aproximadamente 30°; sin embargo, ésta no representa la máxima tensión circunferencial la cual ocurre a 90° y del lado interno de la fibra de carbono. De igual manera los resultados calculados de la tensión radial y tangencial se tomaron de los valores máximos de las figuras 3.4 y 3.6, respectivamente.

Tabla 3.2 Resultados de tensiones

<i>Tensión radial</i> ANSYS <i>MPa</i>	<i>Tensión circunferencial</i> ANSYS <i>MPa</i>	<i>Tensión tangencial</i> ANSYS <i>MPa</i>	<i>Tensión radial</i> TEORÍA <i>MPa</i>	<i>Tensión circunferencial</i> TEORÍA <i>MPa</i>	<i>Tensión tangencial</i> TEORÍA <i>MPa</i>
1.51	0.54468	-0.81301	1.548	0.558	-0.758

Para determinar el porcentaje de error entre los valores calculados logrados con la técnica de elementos finitos y los valores analíticos se usa la siguiente relación:

$$error = \left| \frac{v_{com} - v_{teo}}{v_{teo}} \right| \times 100$$

En la tabla 3.3 se resumen los porcentajes de error para las tensiones en la interfaz fibra/matriz. De los porcentajes de error se puede indicar que tanto la tensión radial como la tensión circunferencial están dentro de los límites de una aproximación numérica, puesto que el porcentaje de error es menor al cinco por ciento. Para el caso de la tensión cortante, el porcentaje de error entre el cálculo numérico y el teórico está por encima del cinco por ciento que se usa como criterio de aproximación numérica con la técnica de elementos finitos; sin embargo, no implica que el modelo sea inapropiado para el análisis. Aquí se demuestra que el modelo con la técnica de elementos finitos del elemento de volumen representativo considerado en este análisis es coherente con los resultados analíticos; de manera que el mallado del modelo presentado es suficiente bueno.

Tabla 3.3 Porcentaje de error

<i>Tensión radial</i>	<i>Tensión circunferencial</i>	<i>Tensión tangencial</i>
2,45 %	2,39 %	7,26%

Simulación de la despegue (debonding) de la interfaz fibra/matriz.

En este apartado se simula la despegue (debonding) de la interfaz fibra/matriz ajustándose a la técnica de cierre de grieta virtual (VCCT, por sus siglas en inglés). El problema se aborda de nuevo usando la técnica de los elementos finitos, para este caso se elaboró un mallado particular, usando el elemento PLANE82 del programa de ANSYS en la cercanía de la punta de la grieta. El mallado se realiza a un ángulo de despegue θ_d manteniendo el mismo tamaño de los elementos finitos en la cercanía del vértice de la grieta, solo se necesita un solo cálculo para determinar el Índice de Disipación de Energía (ERR, por sus siglas en inglés). Las hipótesis del apartado anterior son las mismas para este modelo. De igual modo, las dimensiones geométricas son las mismas que el modelo anterior. A continuación, en la figura 3.7 se muestra la geometría de la mitad del elemento de volumen representativo, indicando el ángulo de despegue (debonding). En este caso se implementó una deformación ε en la dirección normal a la fibra equivalente a una tensión a tracción de $\sigma = 8625 \text{ MPa}$.

Para las condiciones de borde; primero, se restringen los desplazamientos a lo largo de la interfaz, y está representado en la figura 3.8 como las letras *CE* (Constrain Equation) que significa ecuación de restricción en los grados de libertad de la interfaz fibra matriz, creando una zona de contacto con elementos de contactos que residen en ANSYS desde que comienza el despegue. Por otro lado, se restringe el desplazamiento vertical a lo largo de la mitad del modelo y el desplazamiento horizontal en el lado izquierdo y se aplica un desplazamiento horizontal en el lado derecho del modelo, ver figura 3.8, respectivamente.

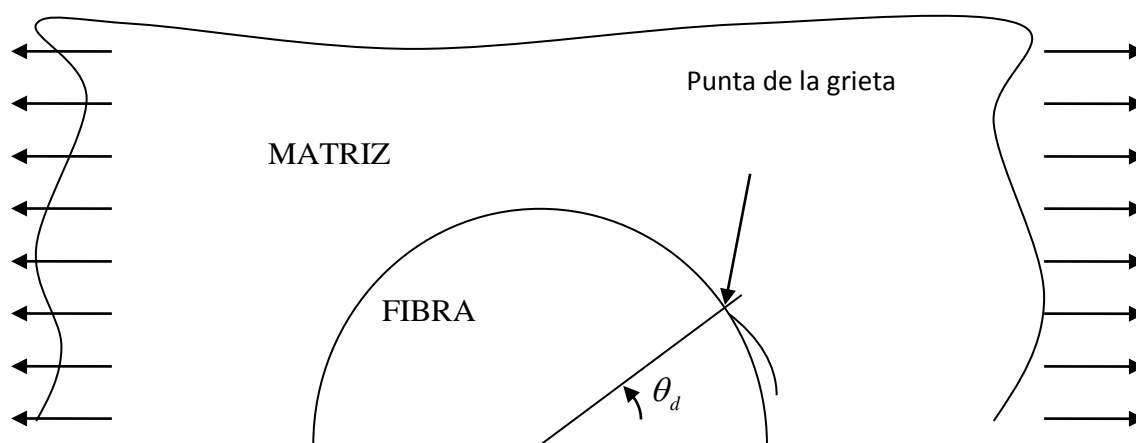


Fig. 3.7 Geometría del elemento de volumen representativo indicando el ángulo de despegue (debonding) θ_d .

En la figura 3.9 se muestra el modelo y mallado. Cabe destacar que la máxima tensión radial ocurre en el punto de despegue entre la fibra y la matriz. En la figura 3.10 se

presenta la deformación radial. En la figura 3.11 se observa el mallado en la despegue fibra/matriz. El valor numérico en color rojo representa la máxima tensión radial en el vértice de la despegue fibra/matriz. La figura 3.12 muestra la región de máxima tensión radial alrededor de la despegue fibra/matriz (magnificada de la figura 3.11). Los elementos 1, 2, 3 y 4 que están alrededor del vértice de despegue son los considerados para el cálculo del Índice de Disipación de Energía, utilizando el modelo de ocho nodos de la técnica de cierre de grieta virtual (VCCT, por sus siglas en inglés).

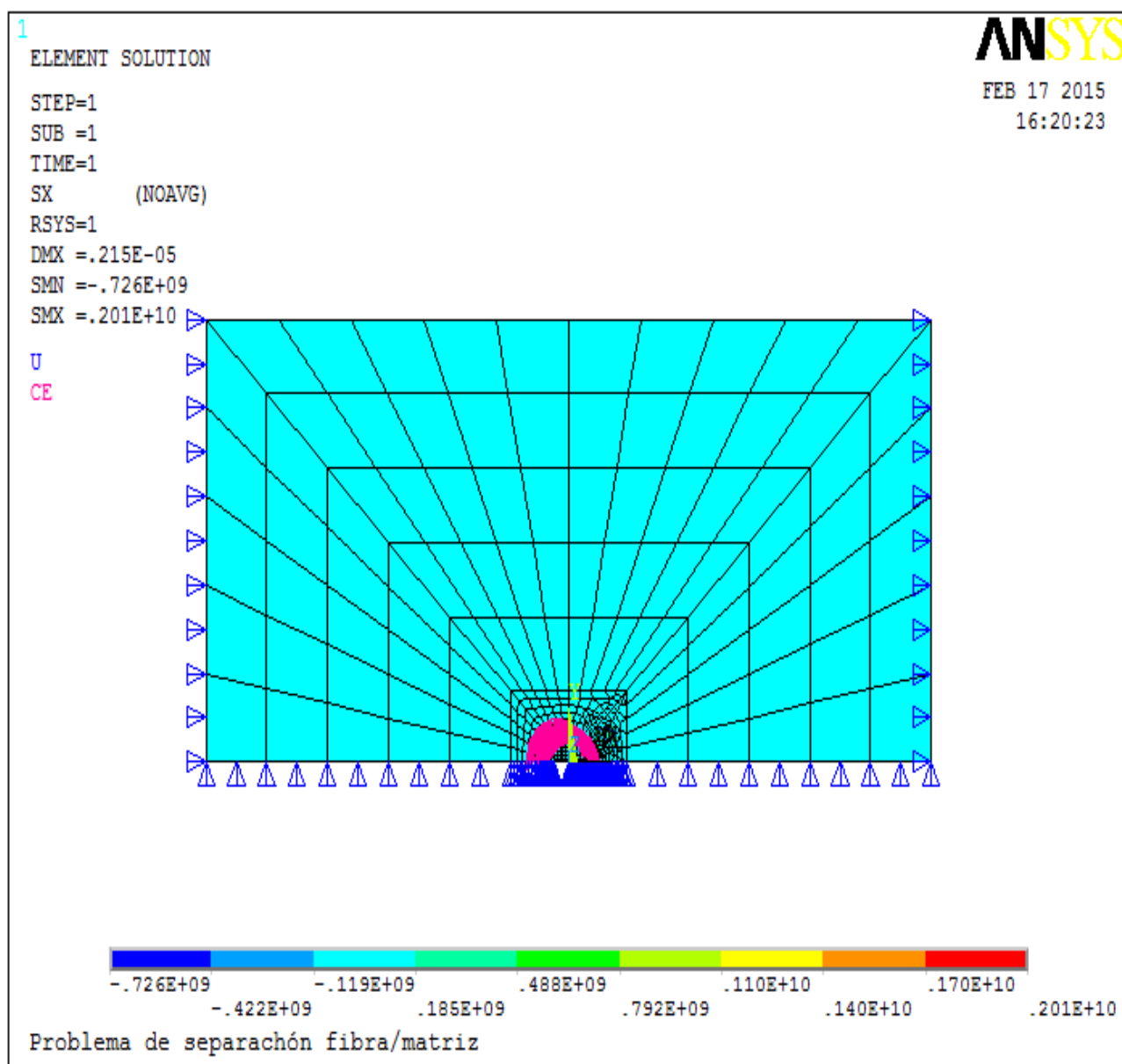


Fig.3.8 Aplicación de las condiciones de borde.

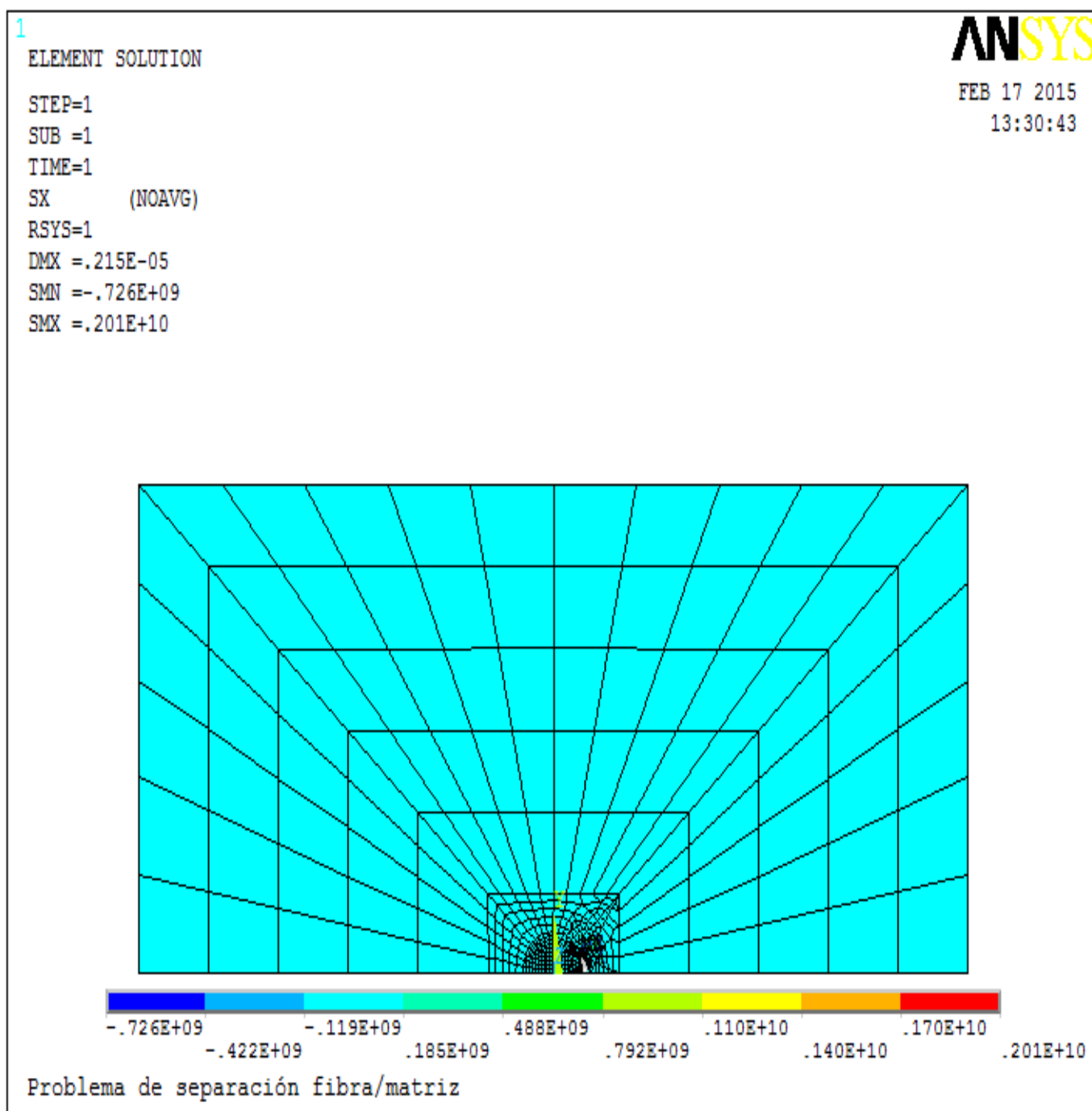


Fig.3.9 Modelo y mallado con elementos finitos.

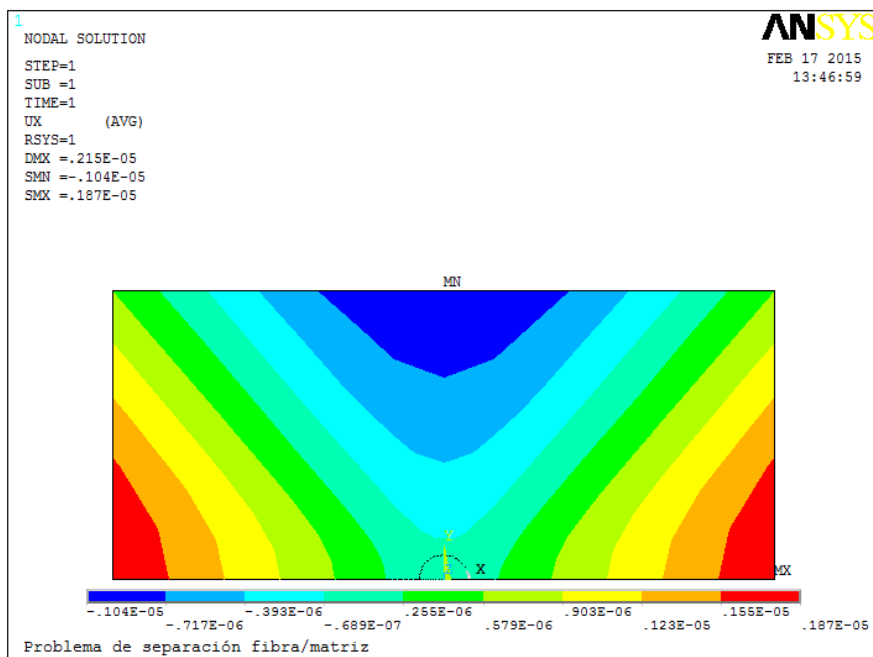


Fig. 3.10 Deformación radial en metros.

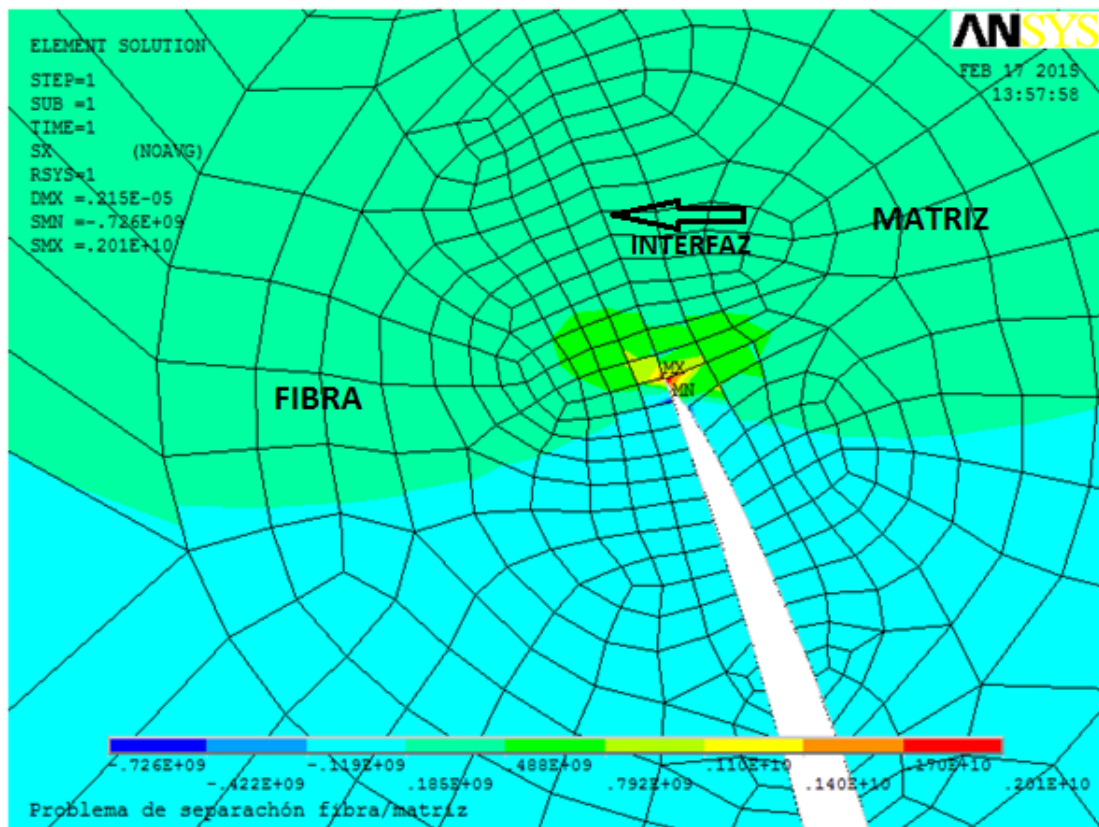


Fig.3.11 Mallado alrededor de la interfaz fibra matriz.

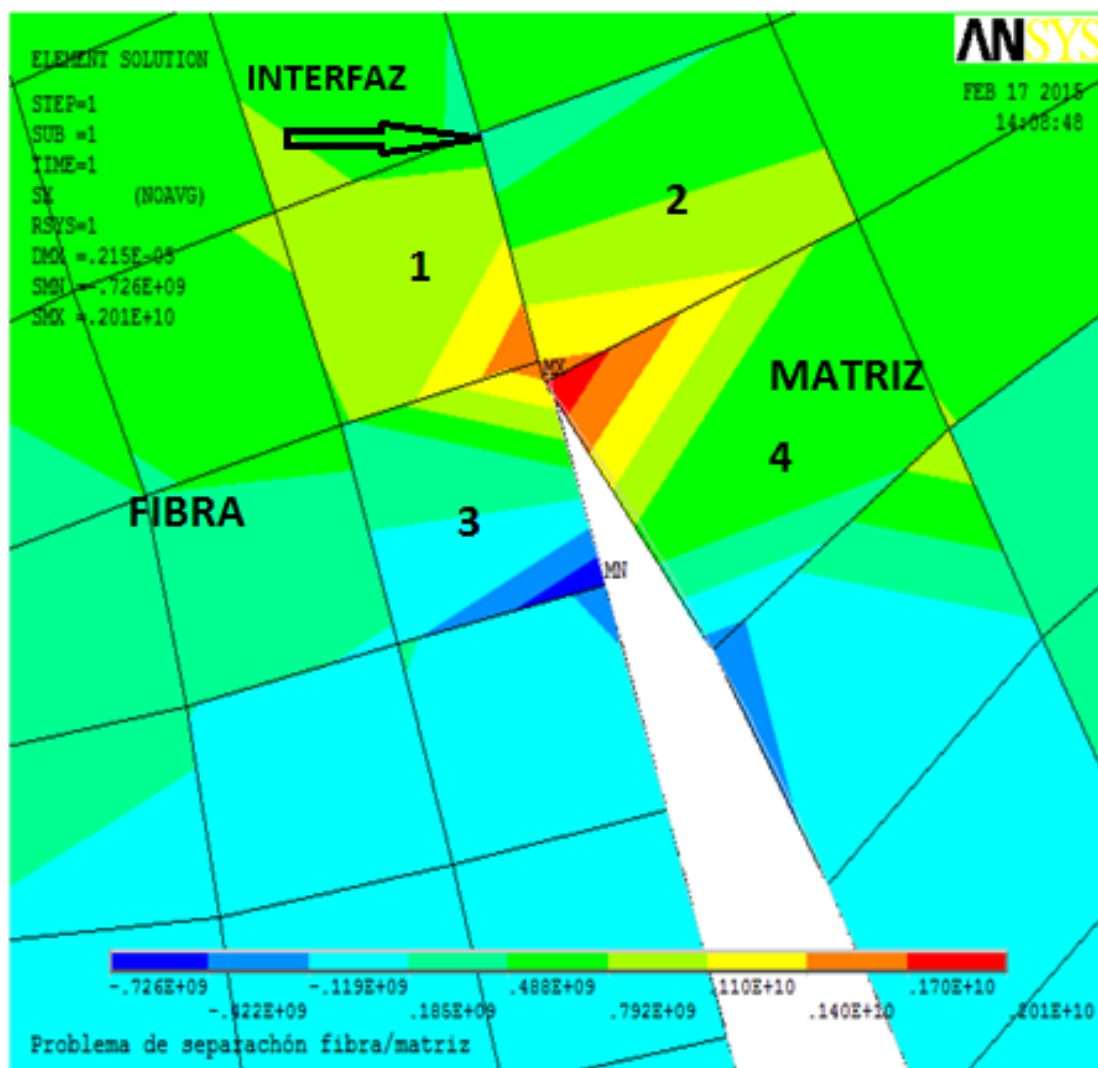


Fig. 3.12 Máxima tensión radial en el vértice de la interfaz fibra matriz.

A continuación se presenta la tabla 3.4 que contiene el resultado obtenido, a un ángulo de despegue entre la fibra y la matriz de 30° , para el Índice de Disipación de Energía, siguiendo la técnica de cierre de grieta virtual (VCCT) para materiales compuestos.

Tabla 3.4 Índice de disipación de energía

Ángulo de despegue θ_d	G_I (N/m)	G_{II} (N/m)	G (N/m)
30	1.01	4.87	5.88

Conclusiones del análisis micromecánico.

Al comparar los resultados analíticos con los de las tensiones obtenidos con el software ANSYS, se observa que los porcentajes de error en la tabla 3.3 para el estado de tensión radial, circunferencial y tangencial están dentro de los límites de error cuando se emplea una técnica numérica como la de los elementos finitos. La máxima tensión es la radial y ocurre en la interfaz fibra/matriz y tiene un valor de 1.51 MPa; De igual modo, la máxima tensión circunferencial es de 0.54468 MPa y ocurre a un ángulo aproximado de 30°. La máxima tensión tangencial es de -0.81301 MPa y ocurre a 45°, ver la figura 3.6 y la mínima tensión tangencial es de 0.81301 MPa a 135°, respectivamente.

Los resultados obtenidos están referidos únicamente a la tensión y la deformación en la dirección radial respectivamente. El ángulo de despegue aplicado en el análisis fue de 30°. Como se observa en la tabla 3.4, el Índice de Disipación de Energía Total (G), el cual es la suma del Índice de Disipación de Energía en modo I (G_I), debido a la tensión de la interfaz fibra matriz y el Índice de Disipación de Energía en modo II (G_{II}) debido a la tensión tangencial en la interfaz fibra matriz fue de 5.88 N/m. De acuerdo con la investigación de Correa et al (Correa, París, & Mantic, 2003) quienes utilizaron un modelo numérico de un material compuesto de fibra de vidrio y resina epoxi. El resultado que se ha indicado en este análisis es cualitativamente comparable a los resultados de Correa op. cit, en cuanto a que en ambos casos, para un ángulo de despegue de 30°, se observa que el Índice de Disipación de Energía en modo II es mayor que el Índice de Disipación de Energía en modo I. Sin embargo, Correa y su equipo de investigadores desarrollaron el Índice de Disipación de Energía para diferentes ángulos de despegue, empleando el Método de los Elementos de Contorno y analizaron el “kinking” hacia la matriz.

CAPÍTULO IV. Modelo mesomecánico para el análisis de la propagación de la grieta transversal.

En este capítulo se ha presentado la geometría, el material, la carga aplicada y las condiciones de contorno, así como la generación de la malla y el proceso iterativo de resolución del modelo numérico. Para este análisis se ha implementado la herramienta ANSYS v.14 instalada en el ordenador de alto rendimiento de la Universidad de Sevilla.

Geometría

La geometría para el laminado cruzado se muestra en la figura 4.1. Se trata de una pieza prismática rectangular que tiene una longitud L en milímetros y espesor t que incluye el número de láminas. Cada lámina tiene un espesor de 0,184 milímetro y el ancho del prisma es lo suficientemente grande como para considerar un estado de deformación plana generalizada; esto significa que la deformación unitaria ε_z es igual para todos los casos. En la figura 4.1 se muestra también el sistema de coordenadas adoptado para el análisis.

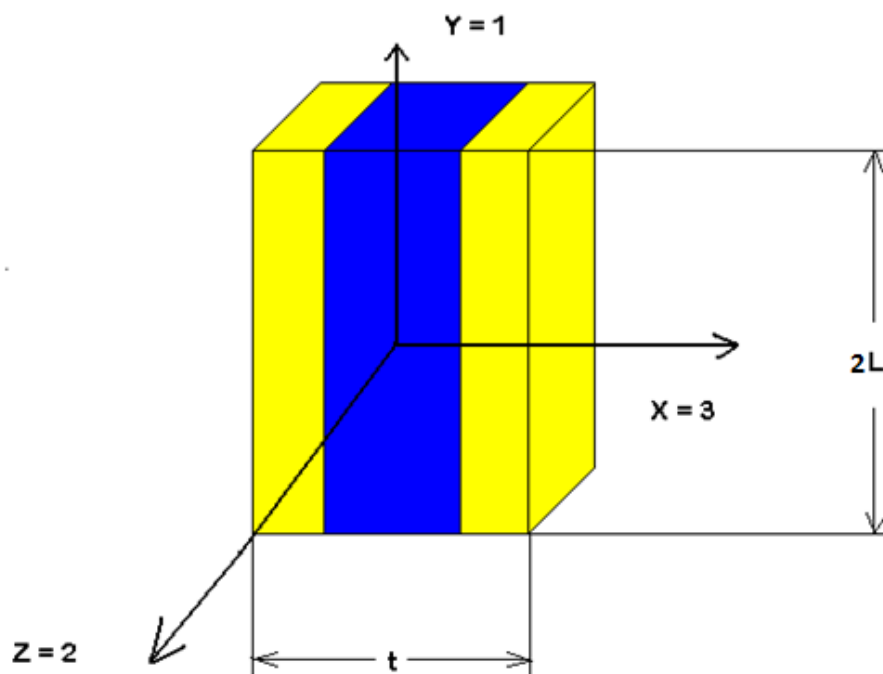


Fig. 4.1. Geometría y sistema de coordenadas.

Materiales

Los laminados considerados en el análisis son $[0_n/90_m/0_n]$. La tabla 4.1 contiene las propiedades del material compuesto designado como 194 IMA/M21E suministrado por el

Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla. La dirección principal de la fibra de carbono se representa con el subíndice 1. La tabla 4.2 incluye las resistencias del mismo material compuesto, donde la letra *t* es tracción y la letra *c* es compresión, la *Y*, la *X* representan la dirección longitudinal y transversal, respectivamente y la *S* es la resistencia al corte. De igual modo, 1 es la dirección longitudinal, 2 y 3 la dirección transversal, respectivamente.

Tabla 4.1⁴ Propiedades de la lámina

E1 (GPa)	E2 (GPa)	E3 (GPa)	G12 (GPa)	G23 (GPa)	G13 (GPa)	ν12	ν23	ν13
166	11	11	4.6	4.167	4.6	0.3	0.32	0.3

Tabla 4.2⁵ Resistencia de la lámina

Xt (MPa)	Xc (MPa)	Yt (MPa)	Yc (MPa)	S (MPa)	K_{IC} (N/m)
2956	1847	60	25	112	0.275

El espesor de cada lámina es de 0,184 mm y la secuencia de apilado por cada laminado cruzado simétrico se muestra en la tabla 4.3.

Tabla 4.3 Apilado de láminas

Nº LÁMINAS	LAMINADOS	ESPESOR (mm)
8	(0 ₃ /90 ₂ /0 ₃)	1.470
12	(0 ₃ /90 ₆ /0 ₃)	2.21
12	(0 ₂ /90 ₈ /0 ₂)	2.21
12	(0 ₁ /90 ₁₀ /0 ₁)	2.21

Carga y condiciones de contorno

Basado en la Teoría de Laminado, se determinó la deformación longitudinal que hay que imponer en el laminado para alcanzar la tensión de rotura en la lámina de 90°, de acuerdo con las propiedades mecánicas del material compuesto 194 IMA/M21E y las

⁴ Facilitados por el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Universidad de Sevilla.

⁵ Facilitados por el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Universidad de Sevilla.

resistencias establecidas anteriormente. La tabla 4.4 muestra los resultados para los cuatro laminados cruzados considerados.

Tabla 4.4 Resultados de las deformaciones y tensiones

Laminados	t_0 (mm)	t_{90} (mm)	ε ($\mu\varepsilon$)	ε_T ($\mu\varepsilon$)	$\sigma_z^{<0>}$ (MPa)	$\sigma_y^{<0>}$ (MPa)	$\sigma_y^{<90>}$ (MPa)	$\sigma_z^{<90>}$ (MPa)
(0 ₃ /90 ₂ /0 ₃)	1.104	0.368	0.0055	-366.95	922.62	14.30	60	-42.91
(0 ₃ /90 ₆ /0 ₃)	1.104	1.104	0.0055	-204.46	915.02	15.94	60	-15.94
(0 ₂ /90 ₈ /0 ₂)	0.736	1.472	0.005	-157.86	912.84	16.41	60	-8.21
(0 ₁ /90 ₁₀ /0 ₁)	0.368	1.840	0.0055	-128.56	911.47	16.71	60	-3.34

A la vista de los resultados presentados en la tabla 4.4, un valor de deformación longitudinal suficientemente fiable para garantizar la propagación de la grieta transversal es de 0.01 milímetro.

En cuanto a las condiciones de contorno, la figura 4.2 muestra el resultado del desplazamiento a lo largo de la longitud L igual a 2.0 mm. En la parte inferior se restringe a cero el desplazamiento en la dirección vertical UY en las láminas a 0° y se permite el libre desplazamiento en las láminas a 90°. Para evitar la traslación como sólido rígido se impone una restricción igual a cero UX en sólo nodo; en este caso y no mostrado en la figura se seleccionó el nodo inferior izquierdo.

La carga impuesta al modelo también está representada en la figura 4.2. Dicha carga de desplazamiento es igual a 0.01 milímetro multiplicado por la longitud L , la cual es igual a dos. La carga de desplazamiento impuesta está en la parte superior del modelo y aplicada en las láminas de 0°, donde se observa el máximo desplazamiento. Este tipo de condición de contorno y carga de desplazamiento aplicada a las láminas de 0°, inducen dos grietas transversales en la parte inferior y superior del modelo.

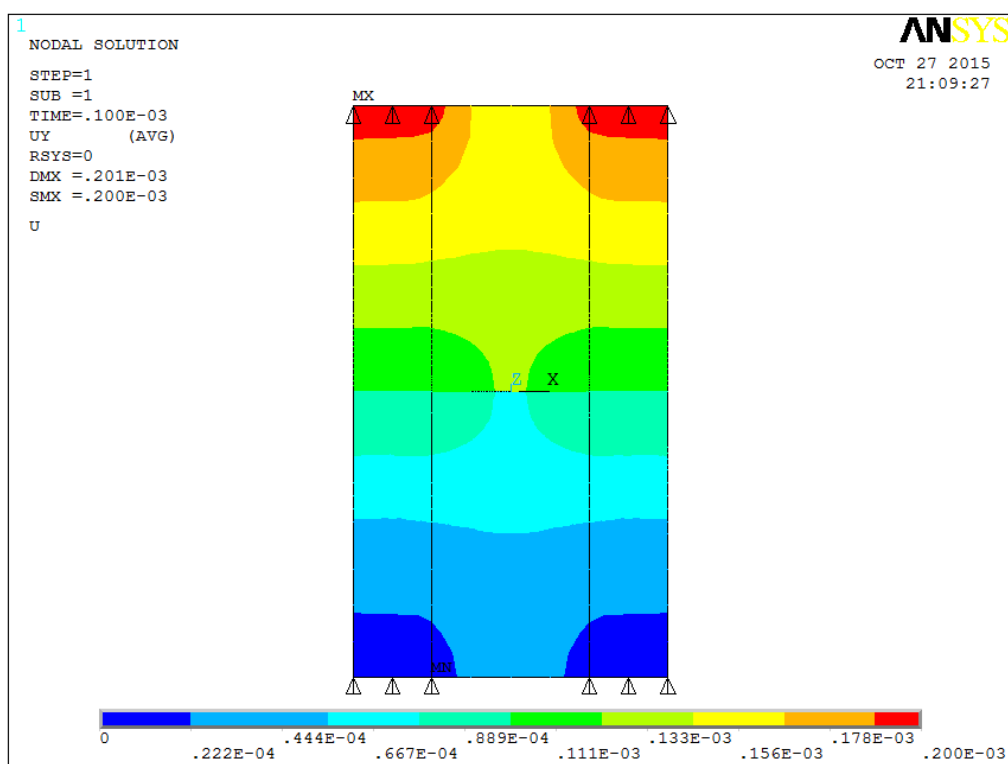


Fig. 4.2 Carga de desplazamiento parte superior del modelo y condiciones de contorno en la parte inferior del modelo. Medidas en metros.

Generación de la malla

La grieta original de tamaño específico está centrada y se define una interfaz de elementos cohesivos a ambos extremos, en el resto del ancho del espesor de las láminas a 90°. En el modelo se ha empleado el elemento PLANE182 con la hipótesis de deformación plana generalizada. El elemento contiene cuatro nodos con dos grados de libertad por nodo; esto es, traslación en dirección x e y , respectivamente. Para la zona cohesiva se utiliza el elemento TARGE169 asociado con el elemento CONTA171. El elemento TARGE169 puede representar varias superficies bidimensionales con el elemento CONTA171.

En la generación de la malla para el análisis, se ha partido del principio básico que todos los elementos sean lo más cuadrado posible. En la zona cohesiva, donde está la grieta transversal, el mallado es más refinado para la obtención de mejores resultados en esta zona. Cabe destacar que en la construcción del mallado de la zona cohesiva se usa la doble repetición de las coordenadas geométricas, ya que sobre ésta se asignan los elementos de TARGE169 y CONTA171, respectivamente. Para la realización del mallado se han definido tres zonas. La primera, rodeando la interfaz cohesiva, el tamaño del elemento es de

0.02 mm. En la segunda zona el tamaño del elemento es de 0.04 mm y la tercera zona el tamaño del elemento es de 0.3 mm.

El modelo que se muestra en la figura 4.3 representa el mallado de un laminado cruzado con la siguiente secuencia de apilado ($0_3/90_6/0_3$). En total hay 3832 elementos, 3876 nodos y 7752 grados de libertad en el modelo de la figura 4.3. La franja longitudinal de color fucsia representa las láminas a 90° y la de color turquesa las láminas a 0° , respectivamente.

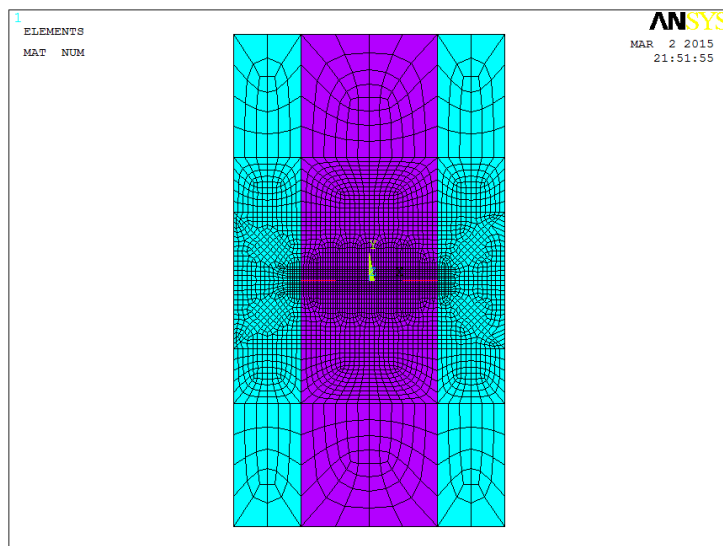


Fig. 4.3 Mallado de la secuencia de apilado ($0_3/90_6/0_3$).

Proceso de resolución

El proceso de resolución que se ha implementado en esta investigación, sobre el agrietamiento transversal de un laminado simétrico cruzado, está basado en un problema estático y no lineal. Desde el punto de vista estático, no se ha impuesto la inercia en la solución del problema. Por otro lado, el proceso de resolución es no lineal debido a que se inicia con un desplazamiento y un incremento de este e iterativamente se calculan las tensiones hasta que el desplazamiento converja a un valor de 0.01 mm determinado. Este método implícito es del tipo Newton-Raphson.

CAPÍTULO V. Resultados del análisis mesomecánico

Lo que se ha pretendido analizar en este capítulo es cuales factores influyen en el campo tensional delante del vértice de la grieta transversal, de manera que se pueda adquirir un criterio en un posterior análisis de la nucleación de delaminaciones. Es importante indicar que el agrietamiento transversal por sí mismo no es peligroso, pero si lo es la delaminación.

El capítulo se ha dividido en el análisis del agrietamiento de la configuración $0_3/90_6/0_3$, la influencia del tamaño y posición de la grieta inicial y la influencia de la separación entre grietas, como factores que influyen en el estado de tensión delante del vértice de la grieta transversal. Para esto se ha utilizado el modelo de elementos cohesivos porque incluye el modelado de cierto daño por delante del vértice de dicha grieta y permite con mayor facilidad analizar su crecimiento.

Agrietamiento de la configuración $0_3/90_6/0_3$

A continuación se presenta el estado de tensiones en la zona cohesiva del modelo. Se ha utilizado la siguiente nomenclatura en las tensiones: SX es la tensión normal a tracción, SY es la tensión normal a tracción perpendicular a la grieta transversal y SXY es la tensión cortante. La figura 5.1 se muestra la tensión normal a tracción cuyo máximo se puede apreciar en el vértice de la grieta y tiene un valor de 53.6034 MPa. También se puede ver que hay una zona de compresión de -42.8317 MPa, localizada por encima y por debajo de la grieta de tamaño 0.5 mm.

En la figura 5.2 se muestra la tensión normal a tracción perpendicular a la grieta transversal. En dicha figura se puede ver que la máxima tensión normal SY tiene un valor de 1146.9 MPa, y ocurre en el vértice de la grieta. La mínima tensión SY en este caso es de -10.043 MPa, y ocurre en la lámina a 90° . Por otro lado, en la lámina a 0° aparece una tensión normal igual a 761.238 MPa. La figura 5.3 se indica la tensión cortante SXY . El valor máximo y mínimo es el mismo y corresponde a 36.4408 MPa. Se puede observar de la misma figura que la tensión cortante disminuyó a 12.147 MPa.

Los valores de las tensiones mostrados en estas figuras están referidos al Modo I de la Mecánica de la Fractura. La resistencia transversal Y_t (tabla 4.2) en la lámina a 90° se proporcionó en el análisis numérico con un valor de 60 MPa. Por consiguiente, si se compara este valor de resistencia transversal con el valor obtenido de la tensión SX (53.6030 MPa) en la misma lámina a 90° , se nota que el valor numérico de la tensión normal a tracción en la lámina a 90° alcanzó aproximadamente el valor de la resistencia transversal. Esto implica la presencia de un daño en el ligamento desde el vértice de la grieta a la interfaz $0/90$.

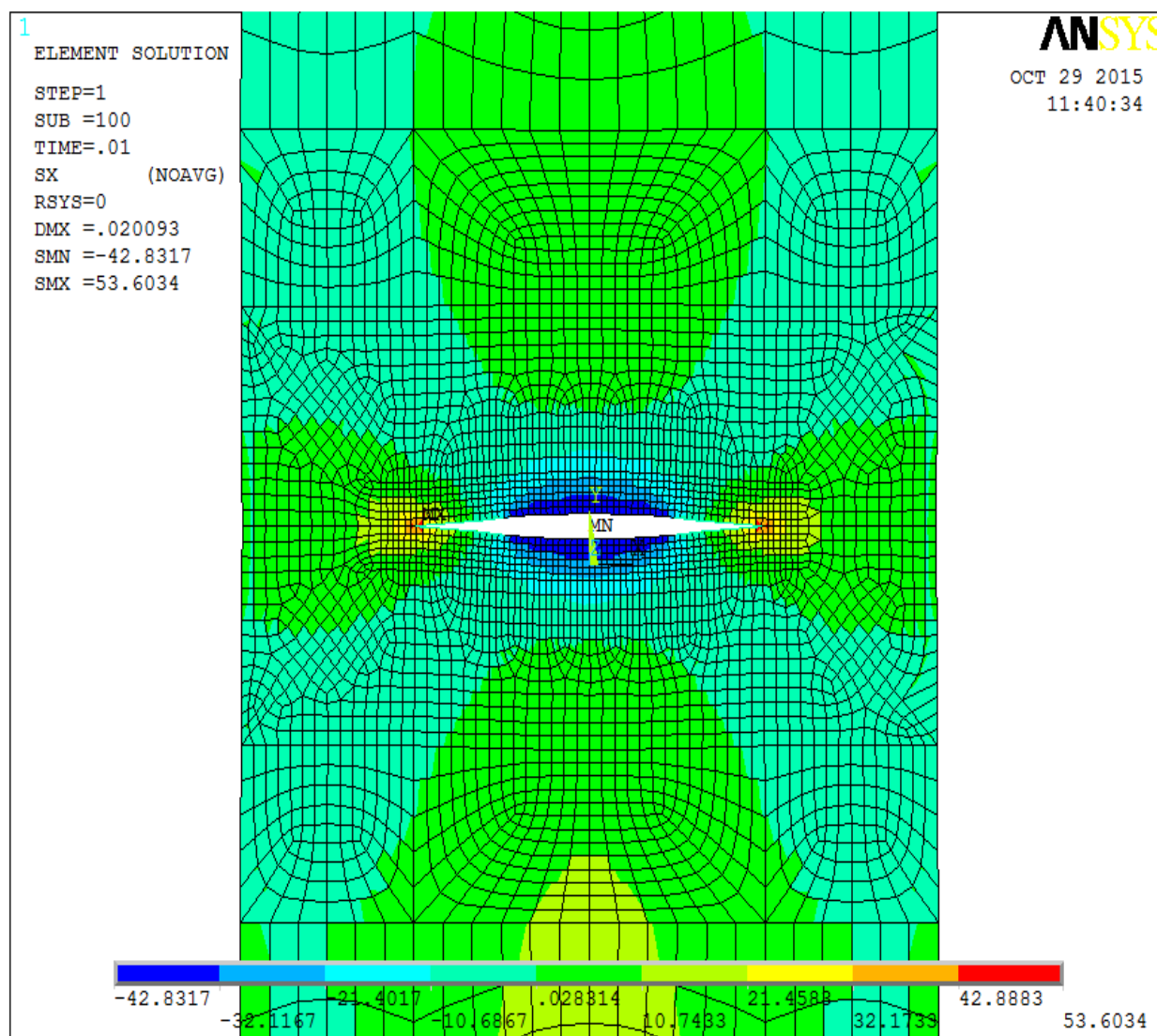


Fig. 5.1 Tensión normal a tracción SX en la zona cohesiva en MPa.

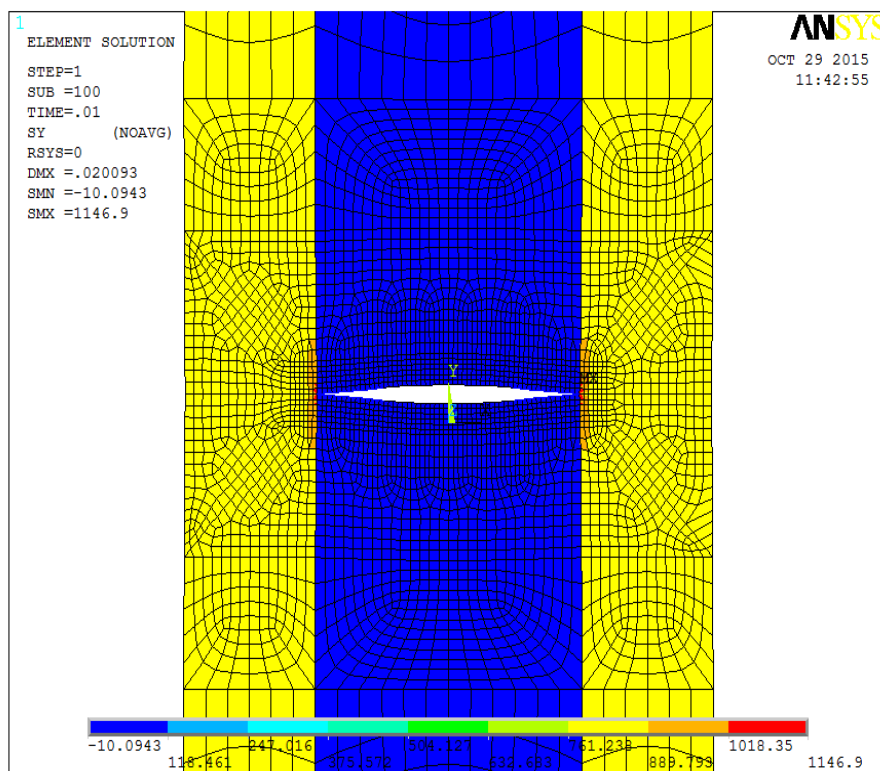


Fig. 5.2 Tensión normal a tracción perpendicular a la grieta S_Y en la zona cohesiva en MPa.

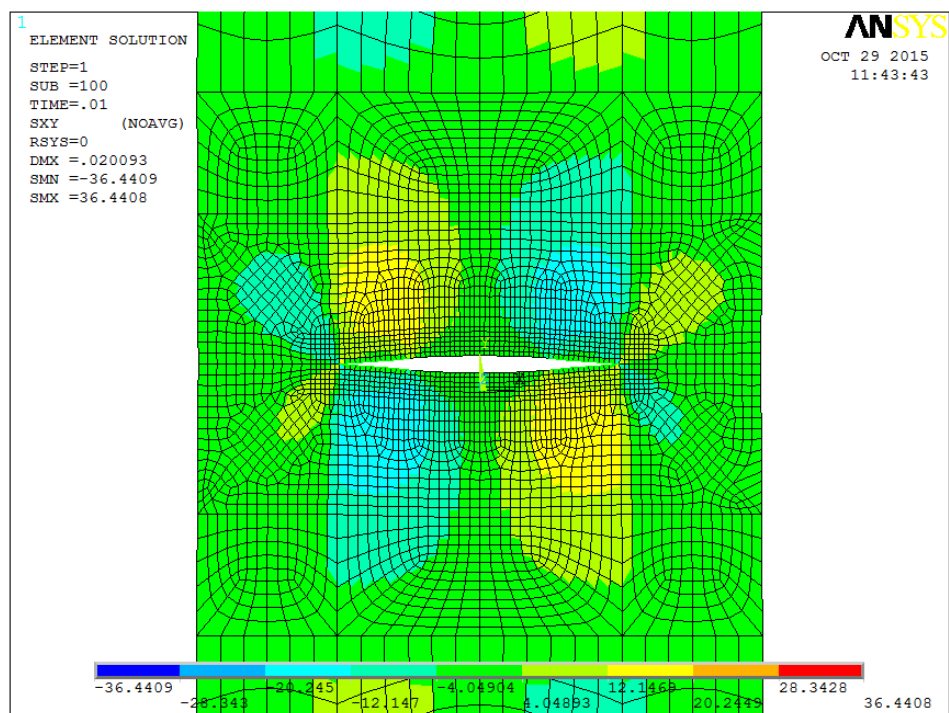


Fig. 5.3 Tensión cortante S_{XY} en la zona cohesiva en MPa.

En la interfaz 0/90 se han logrado resultados de la distribución de tensión a lo largo de esta. En las figuras 5.4 y 5.5, la ordenada representa la tensión y la abscisa la distancia en milímetros desde el centro del modelo hasta la distancia de 1.0 mm, más allá de esta distancia corresponde a la grieta inducida por la aplicación de la carga de desplazamiento en la lámina a 0°. En la figura 5.4 se muestra la tensión normal a tracción máxima SX de 35.834 MPa y ocurre en el punto de la interfaz hacia la que se aproxima el vértice de la grieta; esto es, próximo al cero del sistema cartesiano y disminuye a una tensión normal a compresión a una distancia cerca de 0.3 mm del origen, luego la tensión normal aumenta a tracción hasta llegar a la distancia de 1 mm.

De igual modo en la misma figura 5.4 se señala la tensión cortante SXY que tiene una distribución en sentido positivo al inicio y luego negativo hasta alcanzar el valor máximo negativo a una distancia de 0.3 mm, para así cambiar de sentido positivo hasta la distancia 1.0 mm.

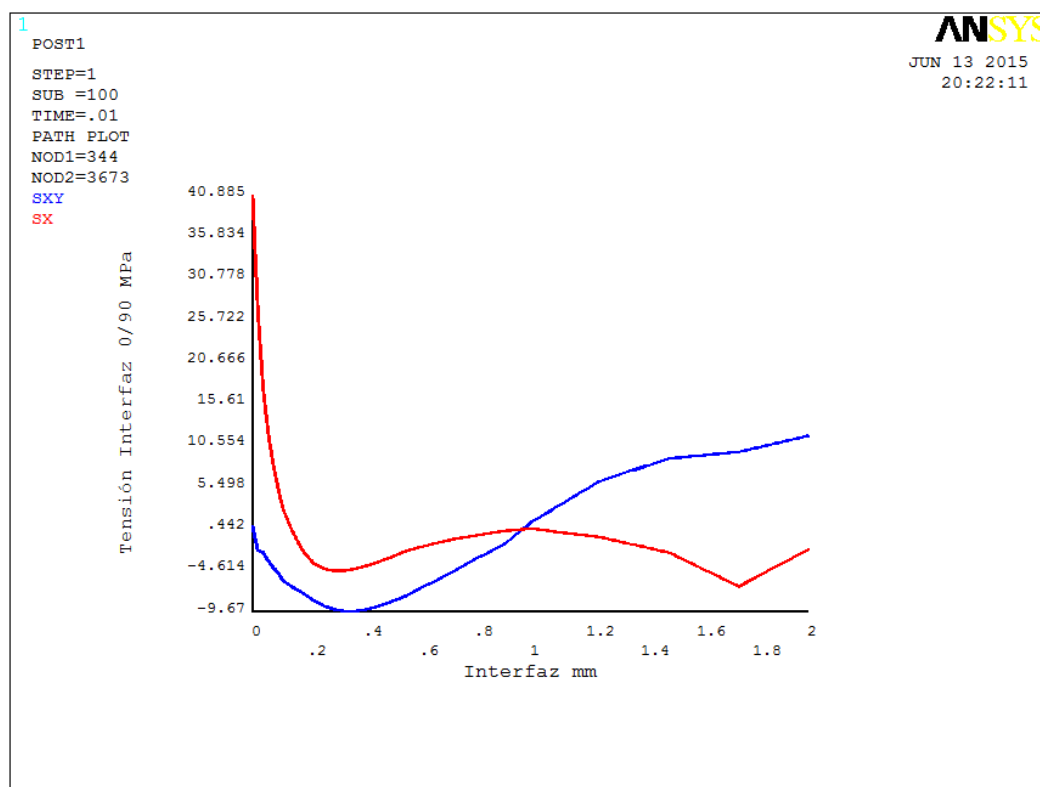


Fig. 5.4 Distribución de tensión normal SX y corte SXY en la interfaz 0/90.

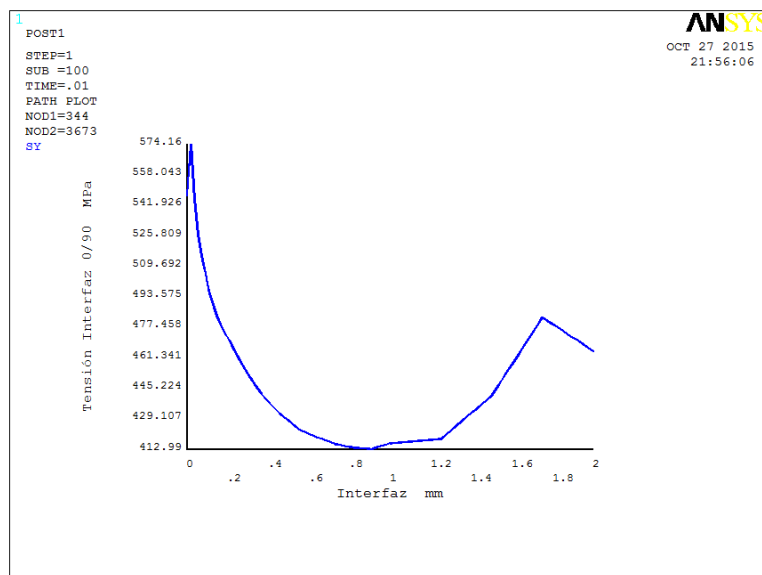


Fig. 5.5 Distribución de la tensión SY a lo largo de la interfaz 0/90.

En la figura 5.5 se obtiene la distribución de la tensión SY a lo largo de la interfaz 0/90. La tensión decrece desde un máximo de 574.16 MPa hasta un mínimo de 413 MPa en la distancia de 1.0 mm. Estos valores máximos en comparación a las tensiones anteriores eran de esperarse porque en esta dirección se aplica la carga.

Influencia de tamaño inicial de la grieta

A continuación se ha analizado el tamaño inicial de la grieta. La grieta está centrada y se ha cambiado el tamaño inicial de 0.5 mm a 0.25 mm y a 0.125 mm. La razón de realizar el cambio de tamaño de la misma es para detectar la influencia del tamaño en la zona cohesiva. Para este efecto se ha analizado la distribución de la tensión SX y SY en dicha zona.

En la figura 5.6 se ha observado la distribución de la tensión a lo largo de la zona cohesiva. En el caso de la tensión SY se nota el crecimiento de la misma desde el tamaño inicial de la grieta hasta que ésta alcanza la interfaz 0/90 con valor máximo de 58.044 MPa. Para el caso de la tensión SX el crecimiento se inicia con un valor de -41.982 MPa hasta alcanzar la tensión máxima de 38.042 MPa. De igual forma se observa el crecimiento de la tensión en la zona delante del vértice de la grieta en la medida que la grieta avanza, bajo la aplicación de la carga, hasta alcanzar la interfaz 0/90.

En la figura 5.7 y 5.8 se han mostrado los resultados de la distribución de tensión para el tamaño de grieta de 0.25 mm y 0.125, respectivamente. En la figura 5.9 se ha hecho un resumen de los tres tamaños anteriores en cuanto a la distribución de la tensión SY en la zona cohesiva. Aquí se ha graficado la mitad de la zona cohesiva y se ha identificado la

interfaz 0/90. Es importante observar que, para los tres tamaños de la grieta analizada, la tensión crece abruptamente delante del vértice de la misma inmediatamente después de aplicar el inicio de la carga. Por ejemplo, si se toma el tamaño de la grieta de 0.125 mm, se nota que este cambio fue de 50 MPa. Luego sigue avanzando en la misma medida que la tensión hasta alcanzar un pico máximo de 60 MPa y disminuir hasta 50 MPa donde se detiene el crecimiento de la grieta debido a que se ha encontrado con la interfaz 0/90.

En la figura 5.10 se ha mostrado el resumen para la distribución de tensión SX en la zona cohesiva en la medida que evoluciona la grieta. Se ha notado que la tensión, para los tres tamaños de la grieta, se inicia con una tensión de -40 MPa. Cabe destacar que mientras el tamaño inicial de la grieta es más grande, ésta termina con una tensión mayor en la interfaz 0/90.

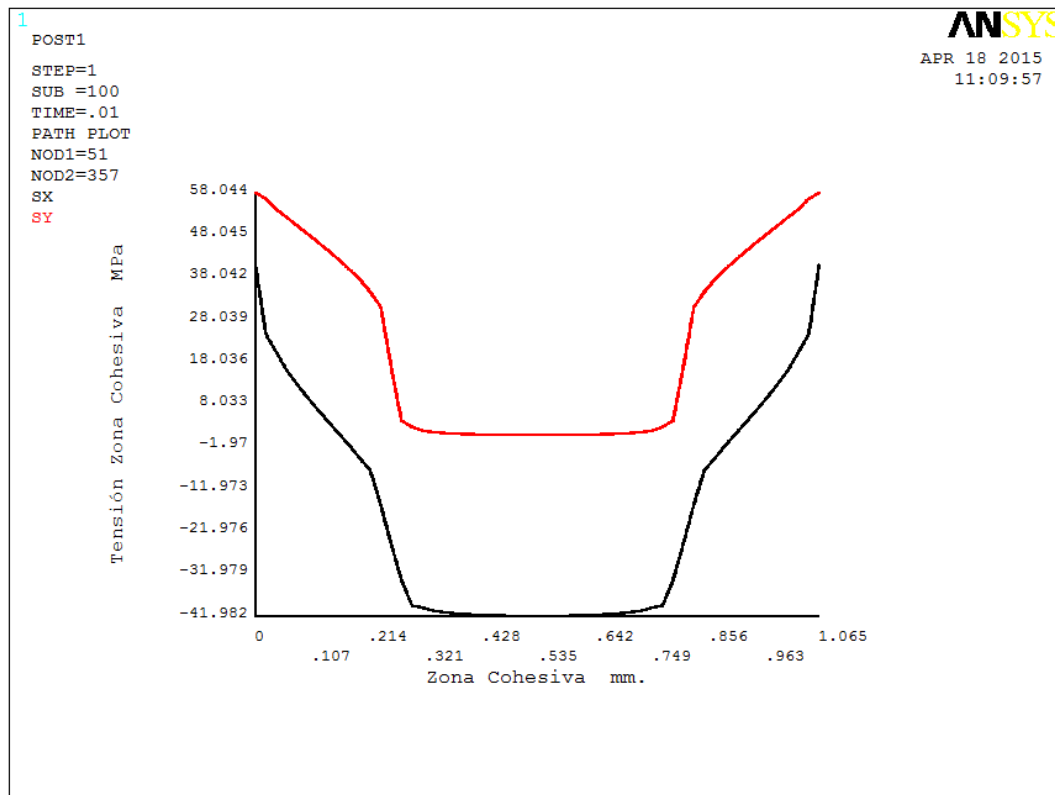


Fig. 5.6 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.5 mm, tamaño del modelo 2 mm.

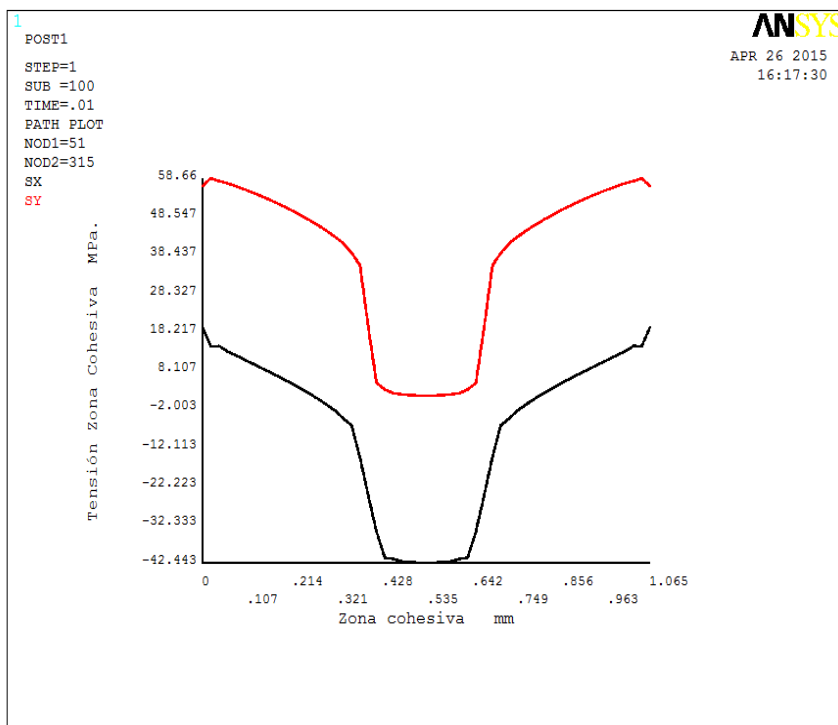


Fig. 5.7 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.25 mm, tamaño del modelo 2 mm.

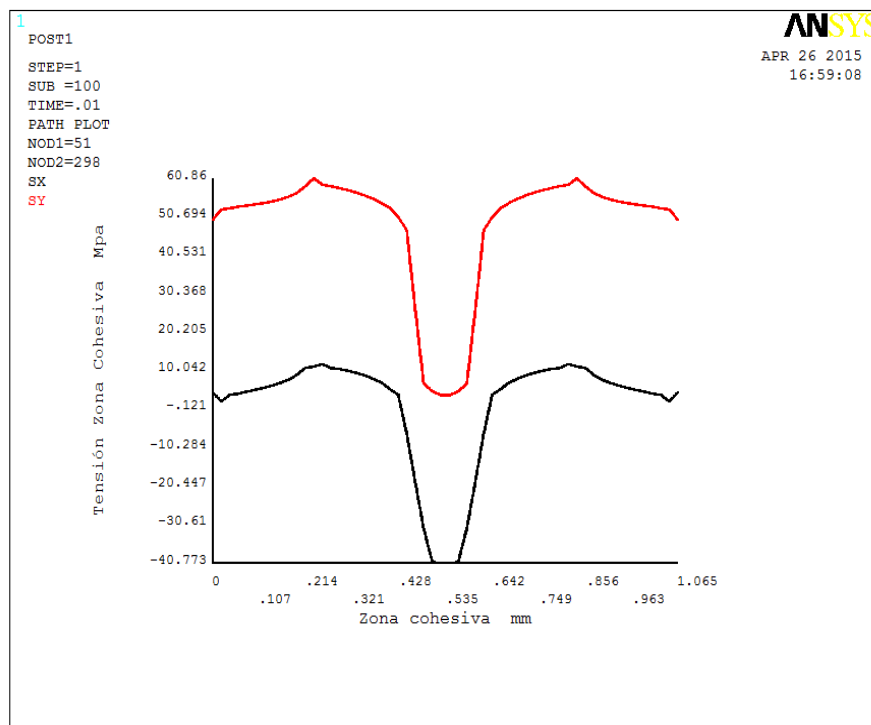


Fig. 5.8 Grieta centrada, tamaño inicial de la grieta 0.125 mm, tamaño del modelo 2 mm.

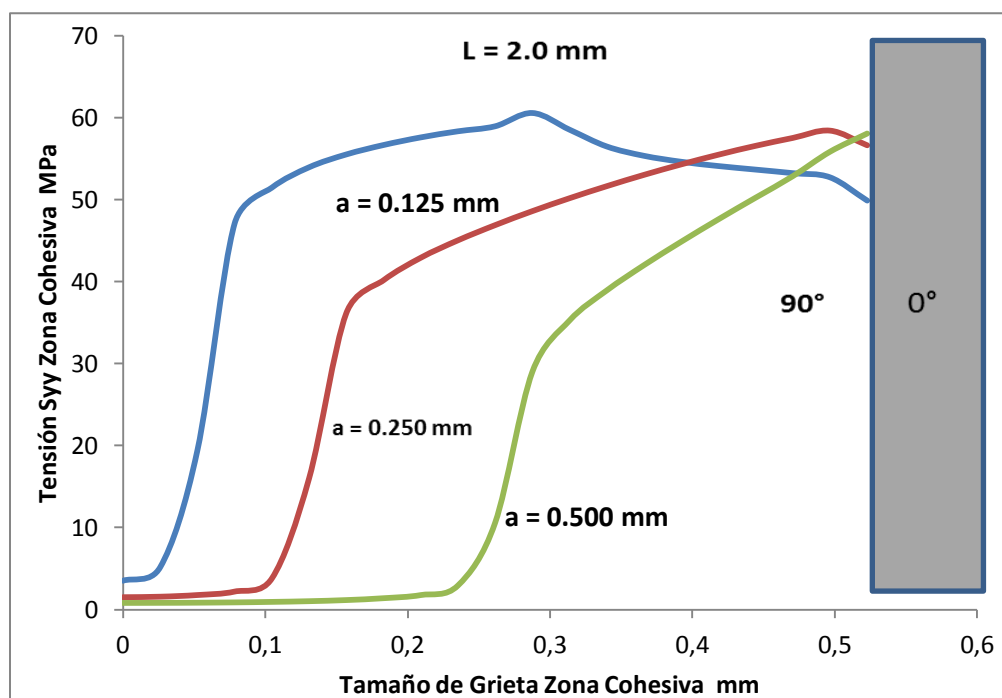


Fig. 5.9 Distribución de la tensión SY y tamaño de la grieta.

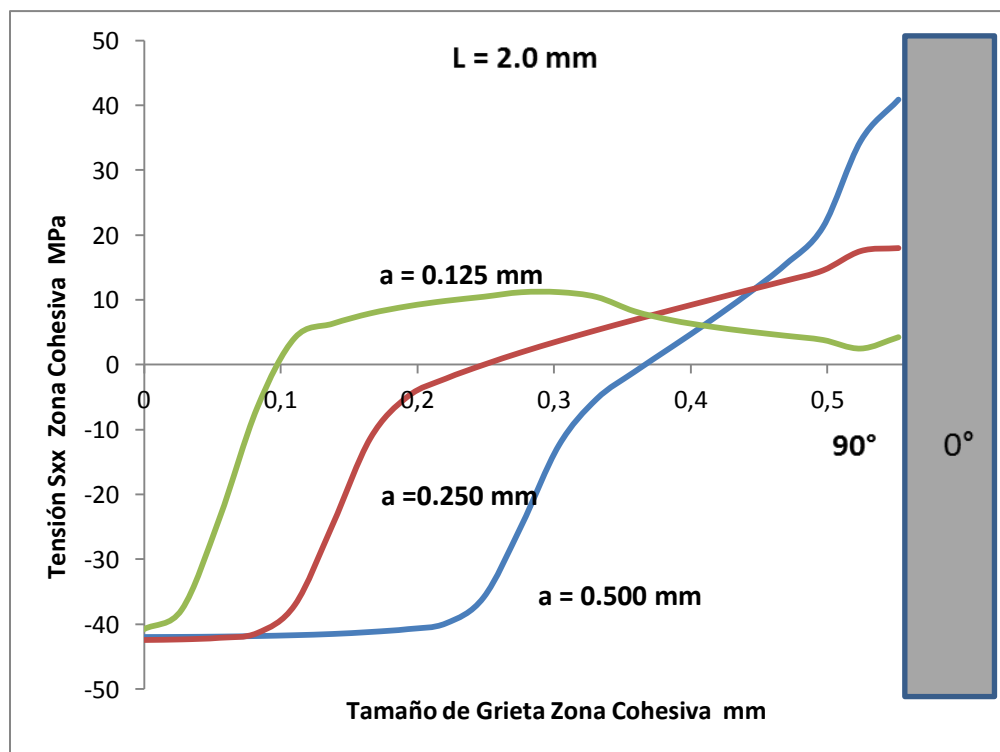


Fig. 5.10 Distribución de la tensión SX y tamaño de la grieta.

Influencia de la posición de la grieta

A continuación se han presentados los resultados numéricos de la influencia de la posición de la grieta. Par este análisis se ha mantenido fijo el tamaño de la grieta en 0.25 mm, y se ha hecho mover la ésta hacia la derecha a lo largo de la zona cohesiva. Se han estudiado dos casos: primero cuando la grieta está en la posición 0.25 mm y el segundo cuando la misma está descentrada a 0.33 mm.

En la figura 5.11 se ha mostrado la distribución de las tensiones cuando la grieta está en la posición 0.25 mm. Se ha notado que para el ligamento de la derecha coincide con la zona cohesiva mientras que el de la izquierda tras la zona cohesiva se aprecia una zona sana.

En la figura 5.12 el comportamiento de la distribución de las tensiones es igual al anterior, pero mostrando una zona más larga sin daño en el ligamento de la izquierda, luego de alcanzar la tensión máxima. Por ejemplo, la tensión S_Y alcanza un valor máximo de 60.265 MPa, y se puede ver lo prolongado del ligamento sin daño antes de alcanzar la interfaz. Del lado derecho de la grieta, la evolución de la misma hacia la interfaz es muy rápida, y por tanto la zona cohesiva es muy pequeña.

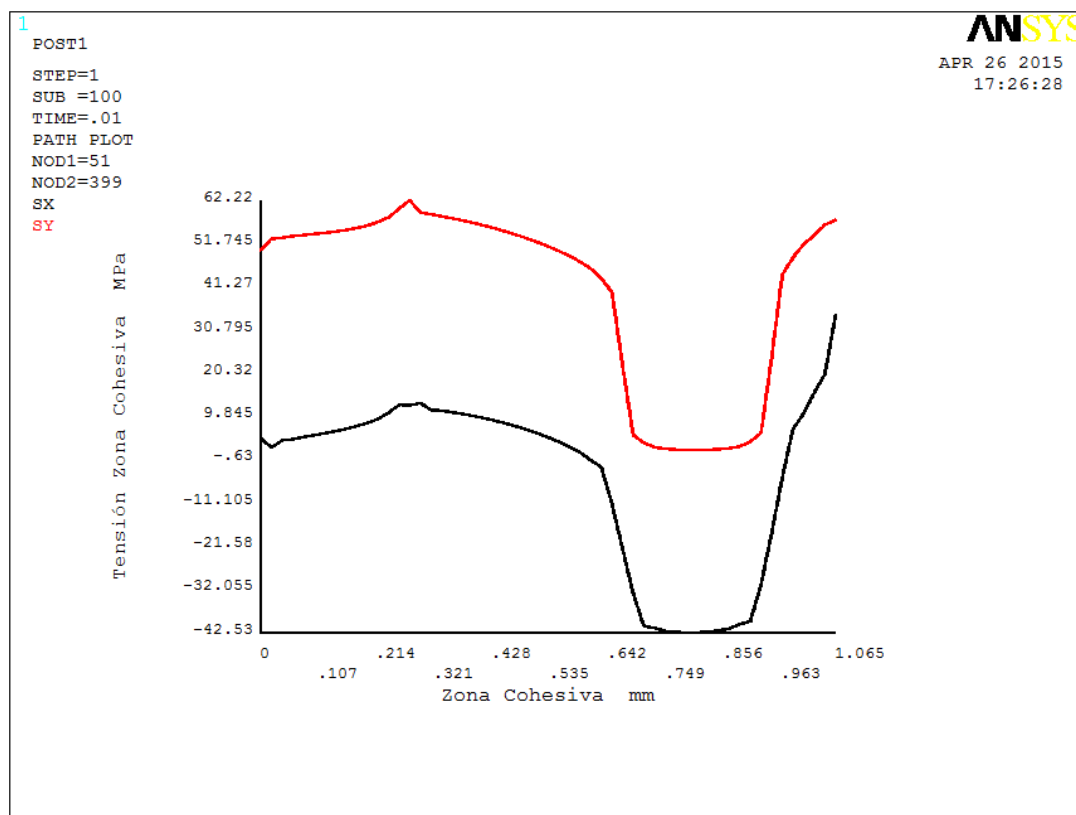


Fig. 5.11 Grieta descentrada 0.25 mm, tamaño del modelo 2 mm

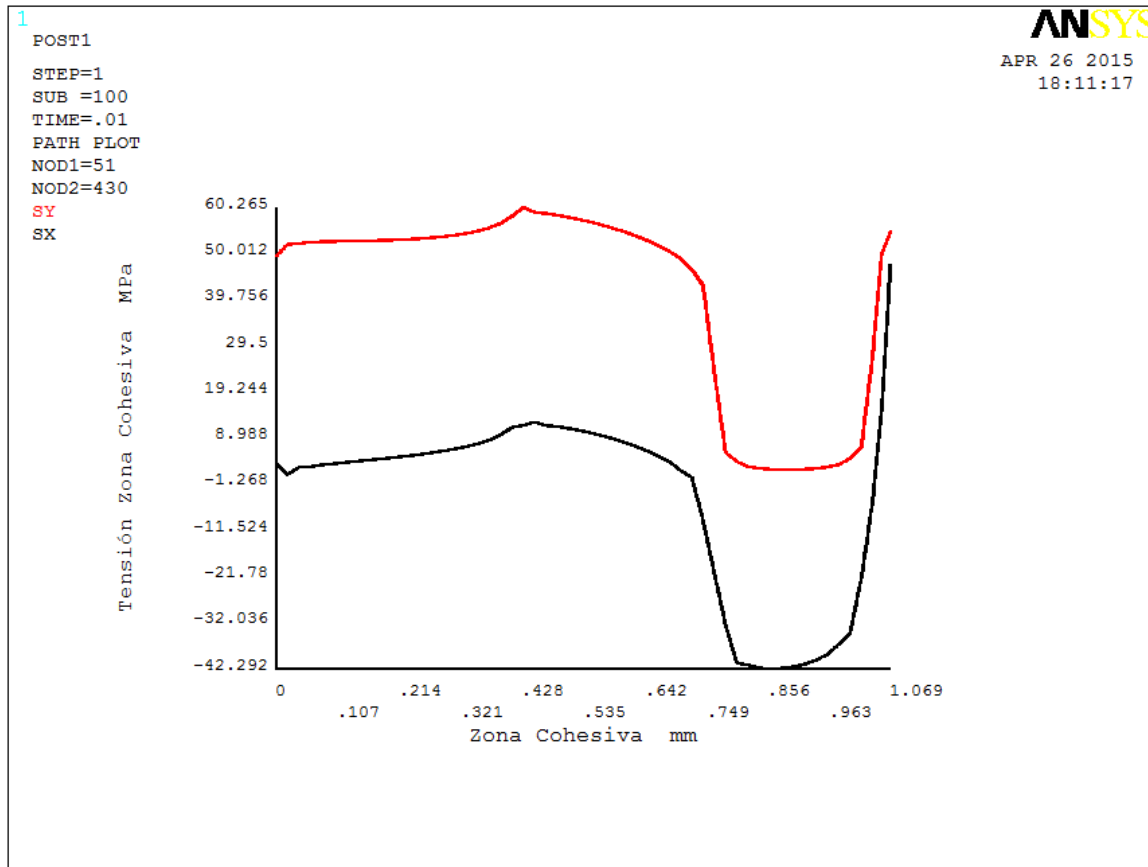


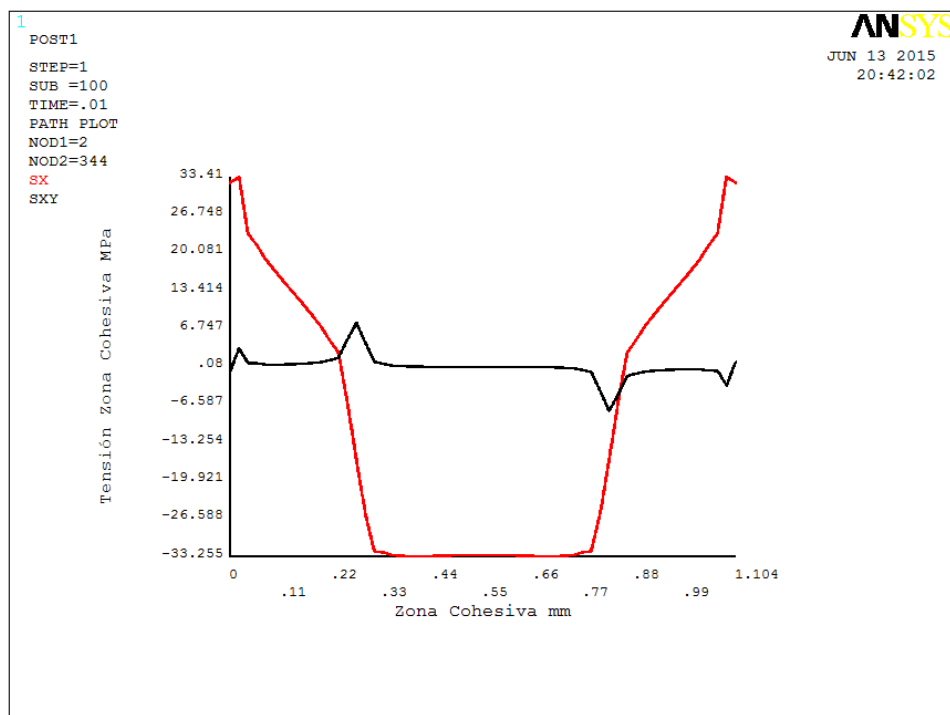
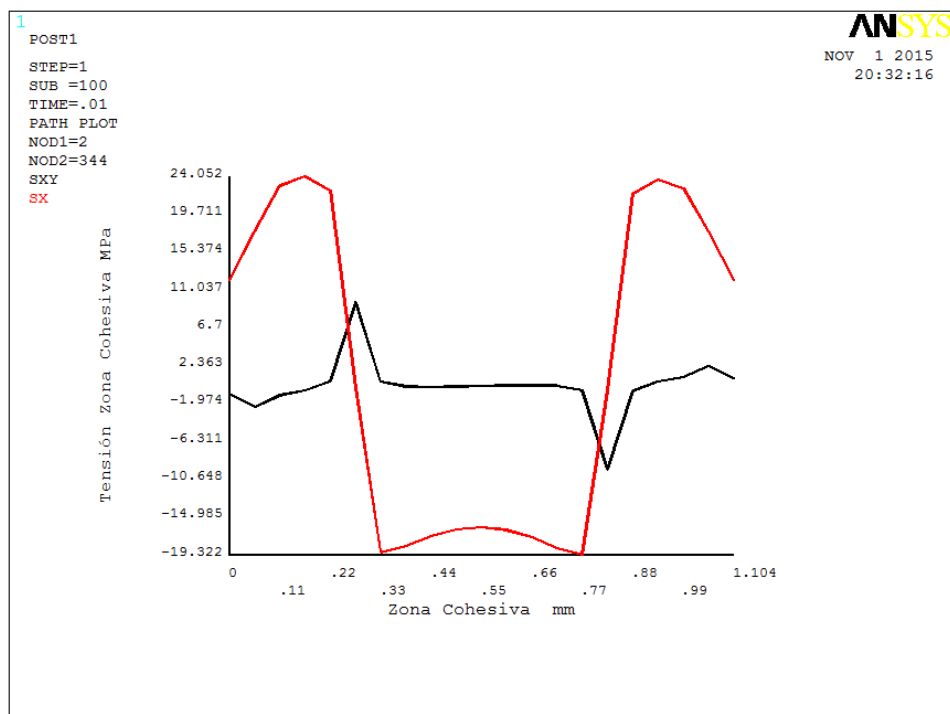
Fig. 5.12 Grieta descentrada 0.33 mm, tamaño del modelo 2 mm.

Influencia de la separación de la grieta

En este apartado se ha variado el tamaño L del modelo original y se ha mantenido fijo el tamaño de la grieta transversal a 0.5 mm. Para analizar la influencia de la separación de la grieta se han usado los siguientes tamaño: $L = 1.50$ mm; $L = 1.00$ mm; $L = 0.75$ mm y $L = 0.50$ mm.

En las figuras 5.13 a 5.16 se han incluido la distribución de las tensiones cuando se ha hecho variar el tamaño del modelo L . En las figuras se han mostrado la distribución de la tensión normal a tracción SX y la tensión cortante SXY . Esta última se ha indicado para hacer notar que la máxima tensión cortante ocurre al inicio de la propagación de la grieta y su valor numérico está por debajo de la tensión normal a tracción SX .

Como se ha podido ver, la tensión normal a tracción SX tiene un incremento inmediatamente después que la grieta crece y alcanza un valor máximo a una distancia aproximada de 30% del espesor de la lámina a 90° (si el modelo es simétrico con grieta central, ésta estaría a un 80% del espesor de la lámina a 90°).

Fig. 5.13 Influencia de la separación de la grieta. $L = 1.5$ mm.Fig. 5.14 Influencia de la separación de la grieta. $L = 1.0$ mm.

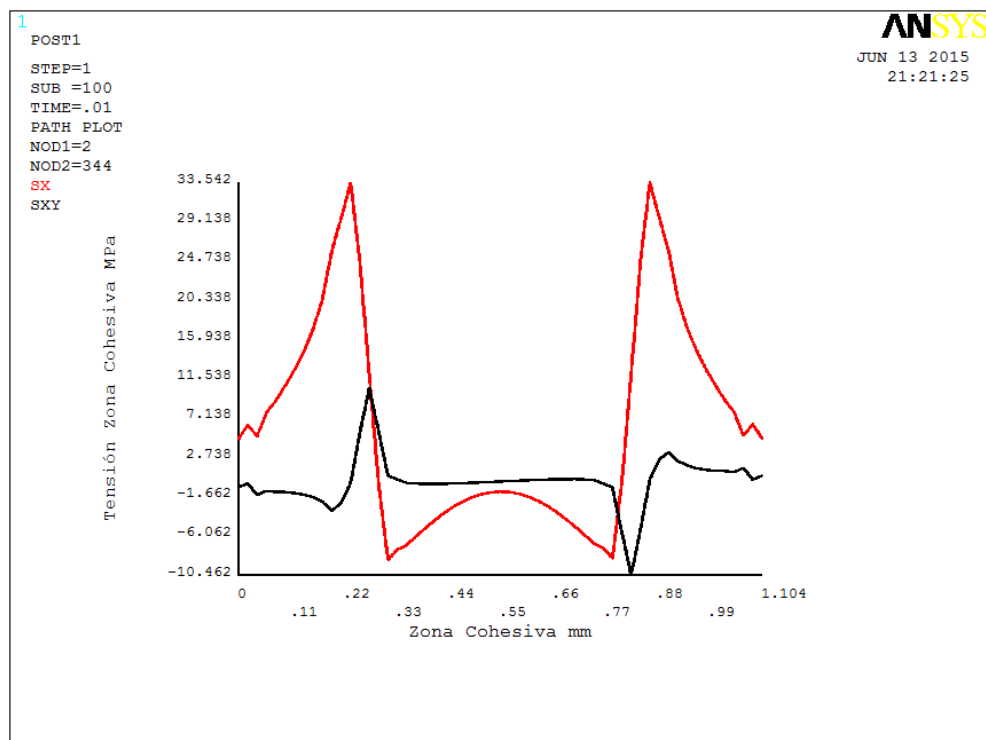


Fig. 5.15 Influencia de la separación de la grieta. $L = 0.75$ mm.

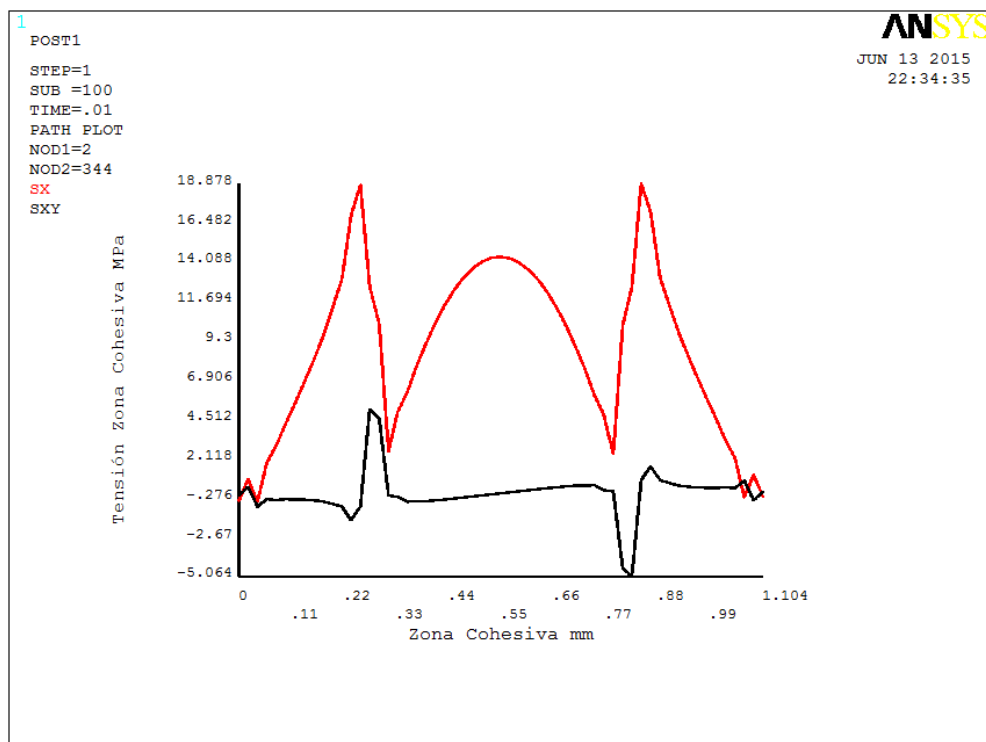


Fig. 5.16 Influencia de la separación de la grieta. $L = 0.5$ mm.

Por otro lado, este valor máximo de la tensión, que está en función del crecimiento de la grieta en la zona cohesiva, aumenta con el tamaño L .

Finalmente, para todos los tamaños de L mostrados, la tensión normal a tracción decrece cuando el vértice de la grieta se aproxima a la interfaz 0/90. En la figura 5.17 (sólo se ha graficado la mitad de la zona cohesiva; el ligamento a la derecha de la grieta) se ha resumido el comportamiento de la tensión normal a tracción S_x para los diferentes tamaños de L y corrobora lo dicho anteriormente.

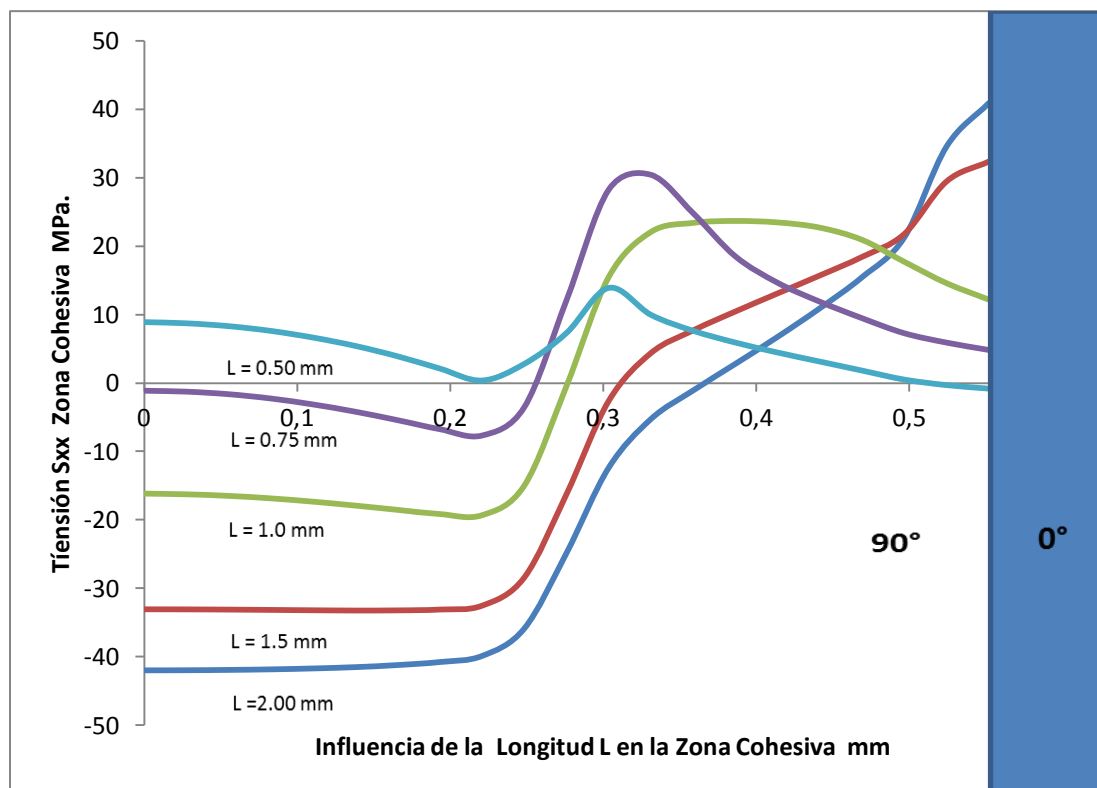


Fig. 5.17 Influencia de la separación de la grieta.

CAPÍTULO VI. Desarrollo experimental.

En el siguiente capítulo se describe el proceso de fabricación de las probetas, los dispositivos de ensayos utilizados y los resultados experimentales.

Fabricación de las probetas.

El proceso para la elaboración de las probetas de ensayo de material compuesto de laminado cruzado⁶ $[0_n/90_m/0_n]$ simétrico de fibras de carbono con resina epoxi, se realiza en el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales (LERM) de la Universidad de Sevilla.

El primer día de trabajo se extrajo del congelador la bobina Tipo 194 IMA/M21E que contiene el material compuesto en forma pre impregnado. El material se almacena a baja temperatura para evitar su envejecimiento prematuro. Se deja la bobina en la mesa de trabajo hasta que se descongele a la temperatura ambiente del cuarto frío. Luego sobre la mesa de trabajo se procede a cortar de la bobina el material necesario para hacer los paneles. Se debe tener cuidado durante el corte y mantener la perpendicularidad de los paneles. Durante el proceso se cortaron cuarenta y seis (46) paneles con las medidas indicadas en figura 6.1. Luego de haber cortado todos los paneles, se guardó la bobina de material compuesto en el congelador para un uso posterior. Las figuras desde la 6.2 a la 6.7 muestran el proceso de fabricación de los paneles y la aplicación de vaciado de aire para evitar la penetración de aire en el panel.

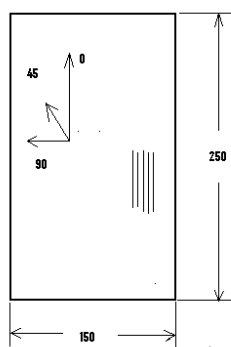


Fig.6.1 Medidas de los paneles de material compuesto en milímetros.

⁶ n y m se refiere al número de pliegues de las láminas a 0° y 90°, respectivamente.



Fig. 6.2 Bobina de material compuesto.

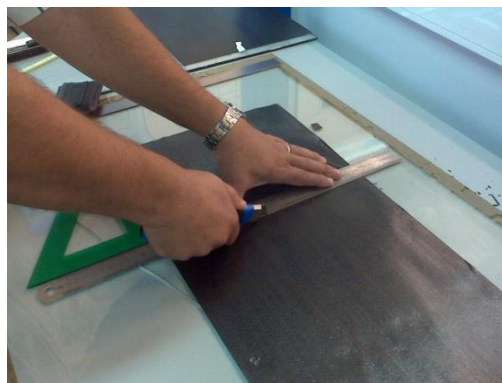


Fig. 6.3 Corte de los paneles.



Fig. 6.4 Corcho adhesivo a 90 grados



Fig. 6.5 Conjunto de laminas apiladas

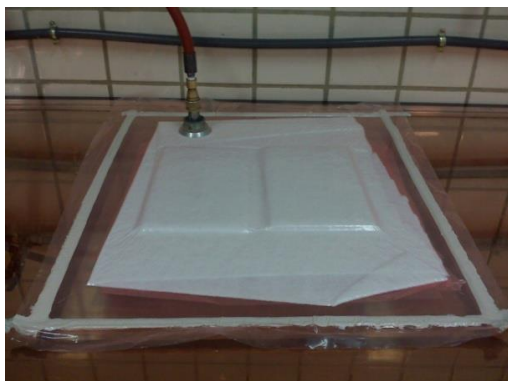


Fig. 6.6 Aplicación del vaciado de aire

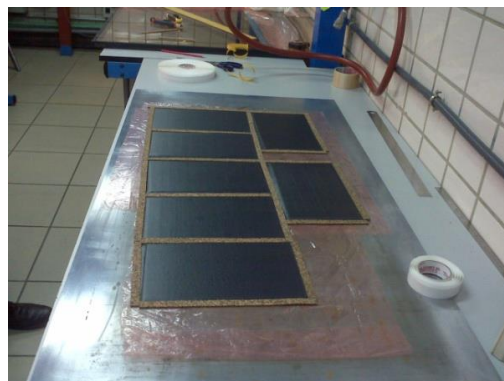


Fig. 6.7 Paneles cortados

Se realizaron dos series de laminados; en la primera serie se mantiene la dirección de la fibra a 0° constante y se varía el número de láminas orientadas a 90 grados. De esta serie se laminaron dos paneles y se identificaron uno del otro. De igual manera, en la segunda serie se varió el número de láminas orientadas a 0 grados y el número de láminas a 90 grados. Las tablas 6.1 y 6.2 muestran las dos series fabricadas del material compuesto.

El procedimiento de laminado es manual y se sigue el orden de apilamiento y cada cuatro láminas se aplica el vacío para evitar la penetración de aire en el panel.

Tabla 6.1 Series fabricadas de material compuesto

SERIE	LÁMINAS A 0 GRADOS	LAMINAS A 90 GRADOS	SECUENCIA DE LAMINADOS
Panel 1.1	6	2	0 ₃ /90 ₂ /0 ₃
Panel 1.3	6	6	0 ₃ /90 ₆ /0 ₃

Tabla 6.2 Series fabricadas de material compuesto

SERIE	LÁMINAS A 0 GRADOS	LAMINAS A 90 GRADOS	SECUENCIA DE LAMINADOS
Panel 1.1	6	2	0 ₃ /90 ₂ /0 ₃ ⁷
Panel 2.2	4	8	0 ₂ /90 ₈ /0 ₂
Panel 2.3	2	10	0 ₁ /90 ₁₀ /0 ₁

Antes de introducir los paneles en la autoclave, se sellan los bordes con cinta de corcho adhesiva para evitar la fuga de resina durante el proceso de curado. Al mismo tiempo, se limpia la placa de aluminio con acetona; se recubre la superficie de la placa con teflón y luego sobre el teflón se colocan los paneles de ambas series; sobre los paneles se coloca teflón de nuevo. El uso del teflón en ambas caras es para evitar que se adhieran los paneles a la placa de aluminio y a la bolsa de aire que cubre a los mismos.

Se colocan los termopares; uno para controlar la temperatura de los paneles y el otro para el control de la temperatura de la placa de aluminio. Al mismo tiempo se colocan dos válvulas de vacío a la bolsa de aire, con mangueras conectadas a la autoclave. Se aplica el vacío hasta que no se oiga ninguna fuga. Se cierra la escotilla del autoclave (Autoclave marca Scholz). Luego se carga el tanque con un compresor hasta una presión de 8 bares. Esta es la presión necesaria para que la autoclave pueda funcionar. Se baja la presión a 4 bares para aplicar el vacío de nuevo con la escotilla cerrada. La escotilla tiene una goma en la circunferencia que actúa como una empaquetadura para evitar la fuga de presión una vez

⁷ Igual que en la tabla 5.1

que se pone en marcha la autoclave. La autoclave contiene un programa preestablecido en el ordenador en el cual se programa el tiempo de curado del proceso. En este caso, el tiempo de curado es de siete horas (07 horas). Las figuras 6.8 y 6.9 representan la presión y temperatura del ciclo de curado, respectivamente.

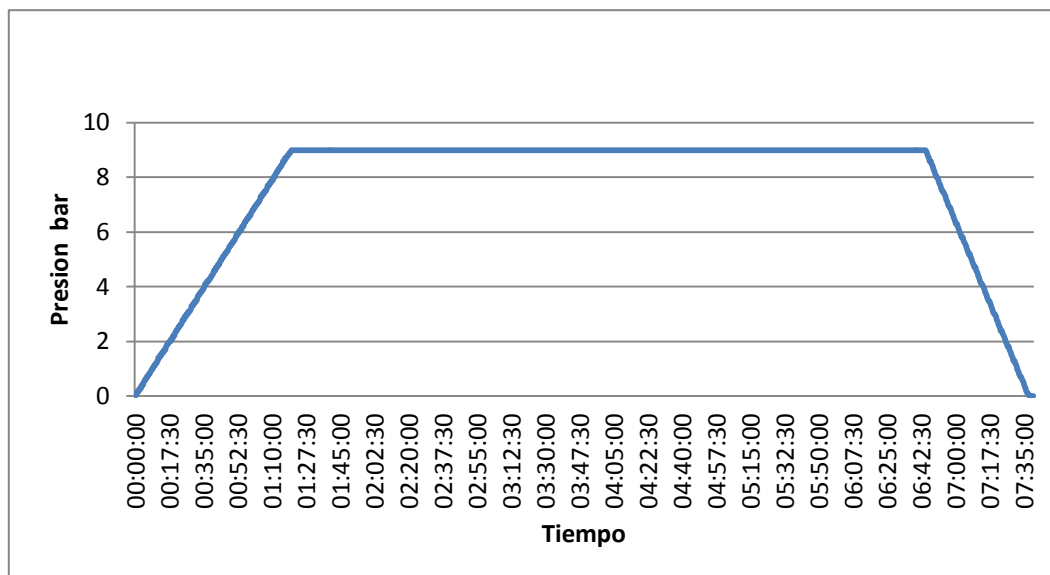


Fig. 6.8. Presión de curado en el Autoclave Scholz.

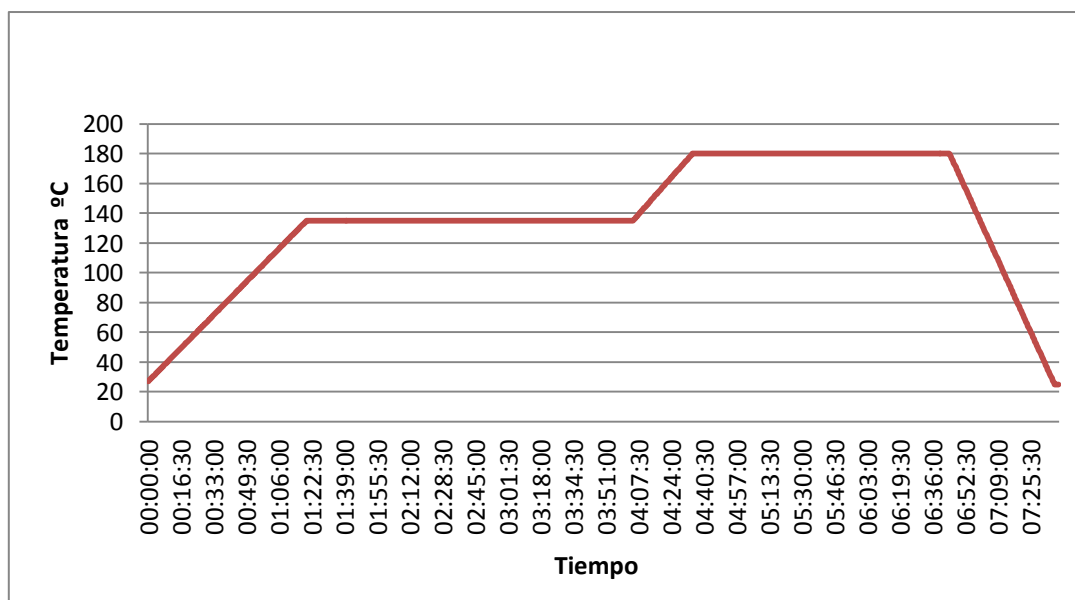


Fig. 6.9. Temperatura de curado en el Autoclave Scholz.

Al día siguiente, después del curado se abrió la escotilla y se retiró el carro móvil con la placa de aluminio y se retiraron las mangueras y los termopares. El proceso y tiempo de curado de los paneles del material compuesto queda almacenado en la memoria del

ordenador, para su uso posterior. Las figuras 6.10 y 6.11. La figura 6.11 es la placa con los paneles de material compuesto después del proceso de curado; el cual debe quitarse el teflón, la bolsa de aire y retirar los paneles. Finalmente, se limpia con acetona la placa de aluminio para un uso posterior.



Fig. 6.10 Autoclave Scholz.

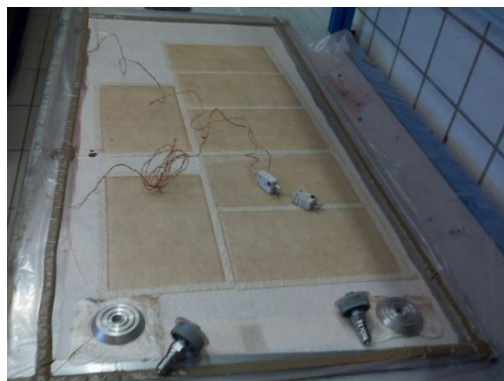


Fig. 6.11 Paneles después del curado.

Colocación de los tacones (*tab en inglés*): En este procedimiento se corta la lámina de polímero con fibra de vidrio, ya existente en el laboratorio, para hacer los tacones de las probetas. Los tacones son elementos rectangulares de 50x150 mm que se utilizan para transferir la carga aplicada a las probetas de ensayo desde el dispositivo de carga de la máquina de ensayo. Generalmente este dispositivo es una mordaza con superficie rugosa para un mejor agarre de las probetas. También los tacones protegen la superficie de las probetas de ensayo del agarre de las mordazas. El proceso de adherir los tacones a las probetas de ensayo debe ser cuidadoso y se aconseja seguir el siguiente proceso:

- Se lija la superficie de los tacones y la de los paneles de material compuesto con una lija adaptada a un taladro (topo) para agilizar el proceso.
- Se limpia la superficie de los tacones y la de los paneles con acetona o metil butano acetona.
- Se corta la cinta adhesiva y se adhiere el tacón al panel; se coloca la cinta adhesiva por el otro lado donde se dejó la luz sin cubrir con la cinta adhesiva.
- Se repite el proceso para las dos series de paneles. Es importante resaltar que los tacones se adhieren a los paneles de material compuesto antes de hacer el corte de las probetas porque sería más problemático cortar las probetas y pegar los tacones.

- La máquina de termo prensado se calibra a una temperatura de 120 °C y a una carga de 5000 Newton. Estos valores se calculan en función de la superficie de los tacones.
- El tiempo de duración del termo prensado es una hora y media por cada panel. Antes de comenzar el proceso la máquina de termo prensado se inicia por media hora hasta alcanzar la temperatura de 120 °C. En total el proceso dura dos horas por cada panel. Se tienen cuatro paneles para un tiempo de ocho horas.
- Una vez alcanzada la hora y media en la termo prensadora, se procede a enfriar abriendo el grifo de agua. Se establece una temperatura de 37 °C para que cuando se alcance, se procede a bajar la presión y luego se saca el panel. Se debe mantener la presión durante el enfriamiento. De lo contrario se corre el riesgo de dañar el panel de material compuesto.
- Al panel de material compuesto se le quita con cuidado la resina adhesiva que se desbordó durante el termo prensado en los filos de los tacones. Luego se limpia el panel y se procede de igual modo con los demás paneles.
- Cuando ya se tienen todos los paneles con los tacones bien adheridos, se procede al corte y obtención de las probetas de acuerdo a las medidas especificadas. Para el corte se utilizó una máquina cortadora con sierra de filo de diamante y con un sistema de enfriamiento con chorro de agua. Por cada panel se cortaron 6 probetas de 20X250 milímetros. Las figuras 6.12 a 6.15 muestran la máquina termo prensado, el proceso de colocación de tacones, corte y medición de las probetas, respectivamente.



Fig. 6.12. Máquina de Termo Prensado.

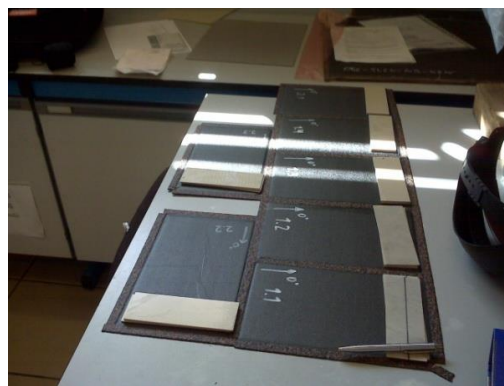


Fig. 6.13. Paneles con los tacones.



Fig. 6.14. Máquina Cortadora.



Fig. 6.15 Medición de las Probetas.

Dispositivos de ensayo.

Se toma la primera probeta de cada una de las serie y se mide su anchura y espesor en cinco sitios diferentes en la dirección longitudinal de cada probeta, utilizando un Pie de Rey digital y un Tornillo Micrométrico digital, ver figuras 6.16 y 6.17. Luego se toma el promedio y desviación estándar para revisar la precisión de fabricación de las probetas. Esto resulta en un total de setenta (70) mediciones.

La Máquina de Ensayo utilizada en el experimento es una INSTRON 4482 con una célula de carga de 10.000 Kg., provista con su Consola de Control, Ordenador incorporado, Mordazas y un Extensómetro INSTRON 2630-12 con longitud de 50 mm. Las figuras 6.18 y 6.19 muestran el equipo empleado. Una vez sujeta y revisada la perpendicularidad de la probeta con las mordazas, se le coloca el extensómetro y se establecen los parámetros de control del equipo como: fecha del experimento, velocidad de ensayo (1 mm/min), temperatura (22 grados C), humedad relativa (50 HR), anchura y espesor nominal de la probeta, longitud del extensómetro (50 mm) y la apertura máxima (100 mm).



Fig. 6.16 Medida con Pie de Rey.



Fig. 6.17 Tornillo Micrométrico digital.



Fig. 6.18 Máquina ISTRON 4482.



Fig. 6.19 Extensómetro 2630-12.

Estos datos suministrados al equipo ISTRON 4482 permanecen iguales para el ensayo de las probetas a excepción de la anchura y espesor de cada probeta. Una vez preparada la Máquina de Ensayo con la probeta sujeta a las mordazas y el Extensómetro 2630-12 colocado en la mitad de la probeta, se comienza a realizar el ensayo de tracción hasta llegar a romper la probeta. Al instante de romper la probeta se desactiva el equipo y se almacena la data del ensayo en la memoria del ordenador para luego ser analizada.

Ensayo de tracción.

A continuación se presentan los resultados obtenidos de los ensayos de tracción de las cuatro probetas de las tablas 6.1 y 6.2. La tabla 6.3 muestra el promedio y la desviación estándar de las medidas de espesor y anchura de las probetas, respectivamente. Hay una probeta que se repite en ambas series. Las figuras 6.20, 6.21, 6.22 y 6.23 que se muestran, son los resultados experimentales de las cuatro probetas que alcanzaron su carga de rotura. La tabla 6.4 contiene un resumen de los valores máximos alcanzados de la carga de rotura con su respectiva deformación y el valor de la carga y deformación cuando aparece el codo en las probetas de laminado cruzado (cross-ply).

Tabla 6.3 Medidas de las probetas

Apilado	Espesor medio mm	Desviación espesor mm	Anchura medio mm	Desviación anchura mm
0 ₃ /90 ₂ /0 ₃	1,623	0,041	19,684	0,046
0 ₃ /90 ₆ /0 ₃	2,191	0,042	19,892	0,044
0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	2,198	0,036	19,968	0,044
0 ₁ /90 ₁₀ /0 ₁	2,204	0,029	19,910	0,014

Tabla 6.4 Resultados del ensayo a tracción

Probeta	Secuencia	Carga (N)	D ⁸ (mm)	Codo (N)	DC ⁹ (mm)
1.1-1	0 ₃ /90 ₂ /0 ₃	63.091,72	10,67	3442,33	2,92
1.3-1	0 ₃ /90 ₆ /0 ₃	48.746,89	7,63	18.128,88	2,89
2.2-1	0 ₂ /90 ₈ /0 ₂	36.681,49	7,06	13.636,90	2,72
2.3-1	0 ₁ /90 ₁₀ /0 ₁	16.784,29	4,19	6.089,07	1,23

⁸ D es el desplazamiento del extensómetro.⁹ DC es el desplazamiento del extensómetro en el codo.

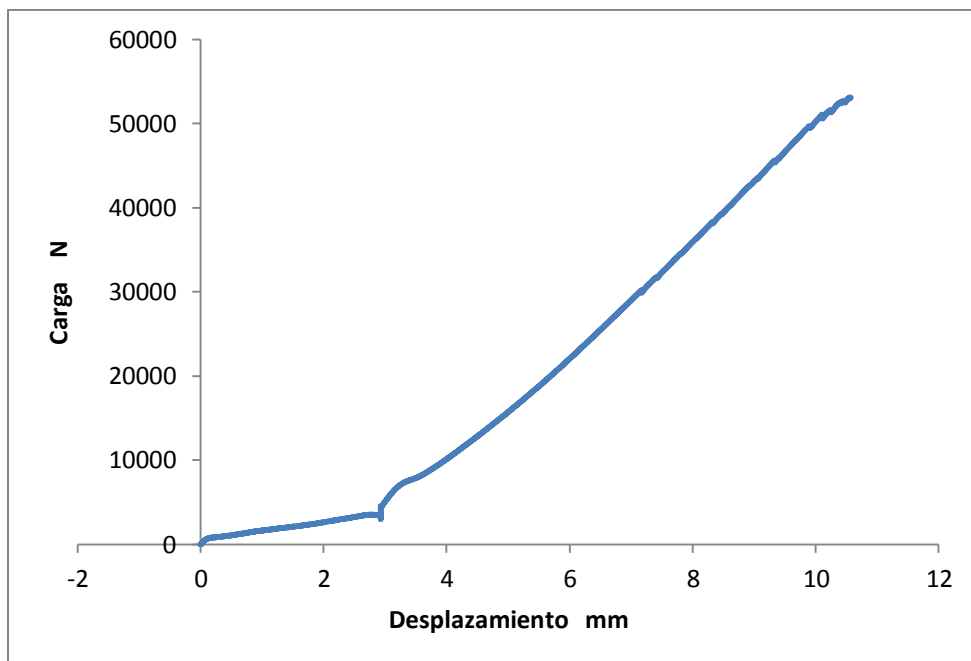


Fig. 6.20 Probeta 1.1-1

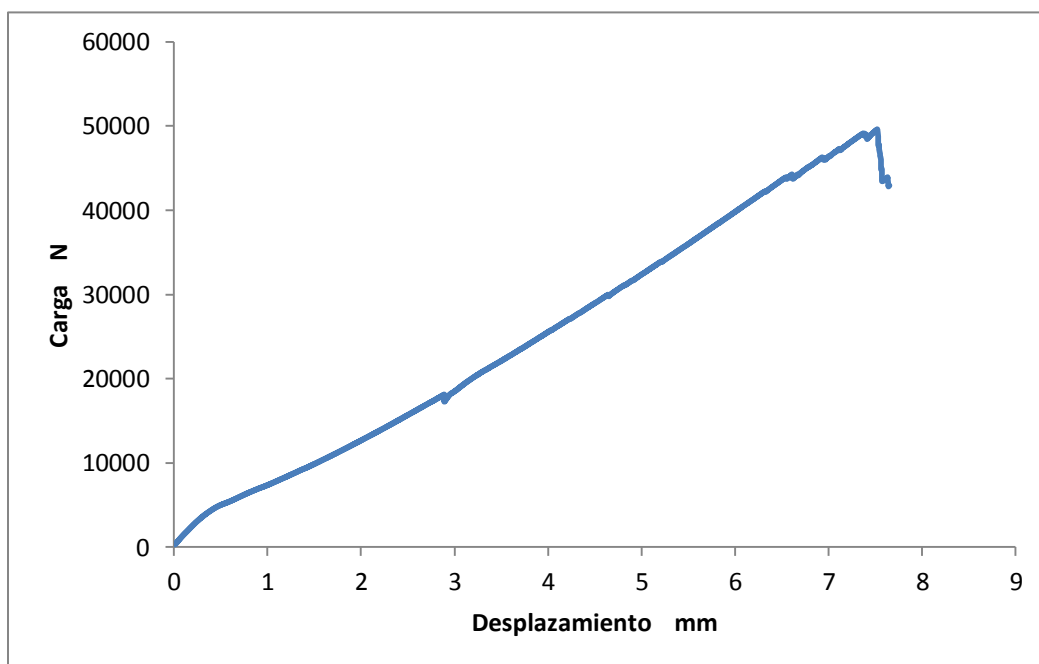


Fig. 6.21 Probeta 1.3-1

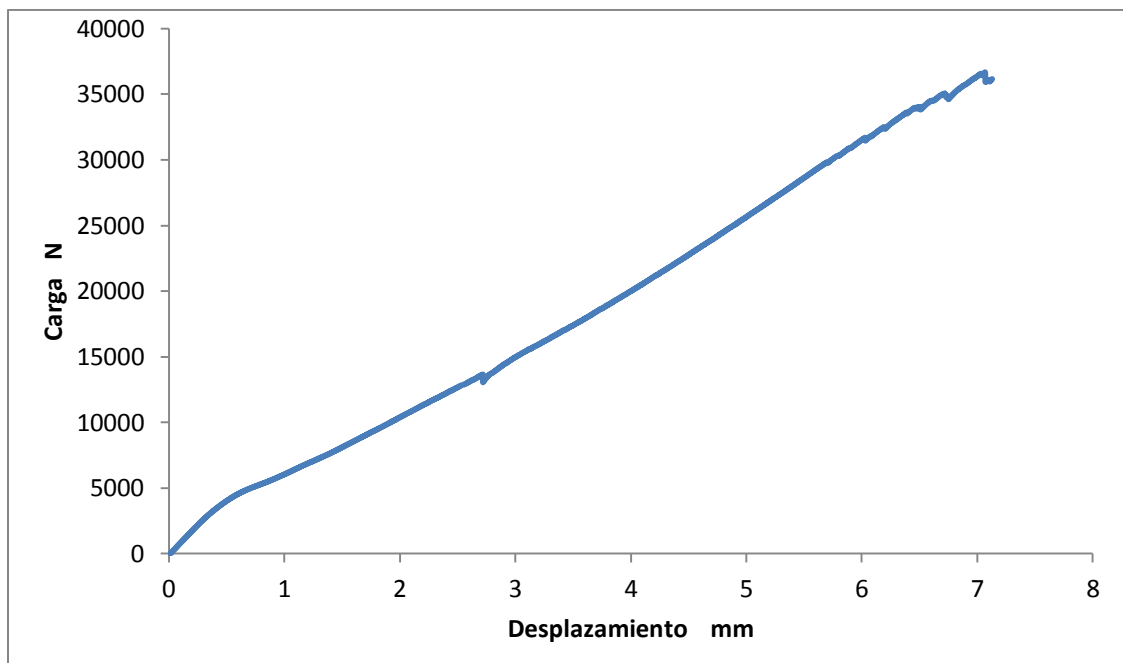


Fig. 6.22. Probeta 2.2-1

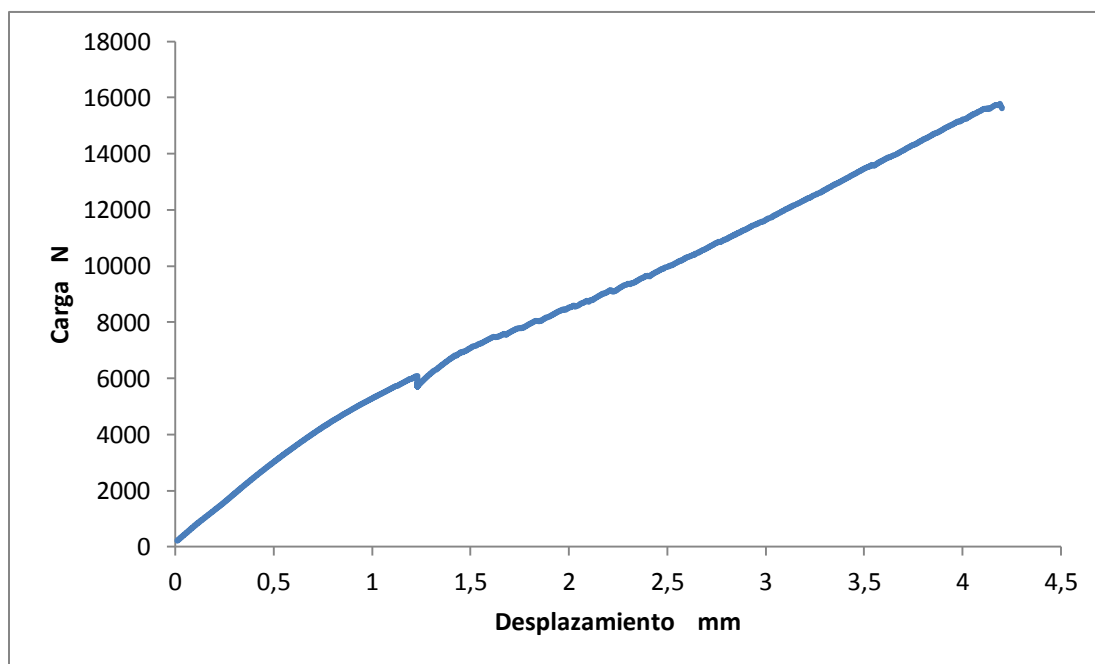


Fig. 6.23. Probeta 2.3-1

Emisión acústica.

Existen varios métodos de ensayo no destructivo (NDT, por sus siglas en inglés) susceptibles para la detección del agrietamiento transversal en los materiales compuestos como son: el método de rayos X, el método de C-scan de ultrasonido, el método de la retro dispersión polar, el método de emisión acústica entre otros (Jong, 2006). El método de *Emisión Acústica* tiene la ventaja que no necesita desmontar la probeta de ensayo de la máquina de tracción así como la ventaja de no tener que detener el experimento; esto es, el monitoreo del ensayo se realiza en tiempo real. El fundamento del método está basado en el sonido emitido en el material al progresar un daño, ya que se libera energía, en forma de calor y ondas elásticas que se propagan por el medio y que pueden ser detectadas con el equipo adecuado. Las señales de uno o varios transductores se amplifican y se miden para generar la data que se va visualizar e interpretar. La figura 6.24 muestra en forma esquematizada el principio de trabajo del método de emisión acústica.

En el experimento realizado no se tenía el equipo apropiado para realizar la prueba de manera precisa; sin embargo, se utilizó un dispositivo de detección de sonido modelo MT-30 Metro-Turner utilizado para afinar las guitarras eléctricas, el cual se acopló al ordenador que contiene una herramienta de análisis de sonido (Audacy). En la figura 6.25 se muestra el montaje en la máquina de tracción con el extensómetro y detector de sonido, respectivamente.

En primer lugar, la probeta a utilizar en el experimento se pule en su superficie de canto como lo muestra la figura 6.26. Cuando ocurre el primer sonido emitido de la probeta ($0_3/90_4/0_3$) durante el ensayo de tracción, el sensor detecta la señal y ésta es enviada al ordenador y visualizada en el espectro de sonido de la herramienta Audacy, este primer sonido se asoció a la primera grieta que ocurre en la probeta. En éste instante se paró el ensayo y se retiró la probeta de la máquina de tracción y se observó en el microscopio. En la figura 6.27 se ve con claridad la grieta transversal en la región donde las fibras de carbono están orientadas a 90° . Se colocó de nuevo la probeta en la máquina de tracción y se continuó el experimento aumentando gradualmente la carga aplicada hasta oír el sonido de emisión una y otra vez, se paró de nuevo el ensayo y se observó, en el microscopio, la probeta en otra sección donde aparecen tres grietas transversales, como lo muestra la figura 6.28. El ensayo se repitió con otra probeta virgen de la misma serie ($0_3/90_4/0_3$) y pulida para investigar si la grieta atraviesa la probeta. En efecto al detectar el sonido se desmontó la probeta de la máquina de tracción y se observó de nuevo por ambos lados y se demostró que la grieta atraviesa la probeta, esto se conoce como el efecto *tunneling*¹⁰.

¹⁰Tunneling implica efecto túnel

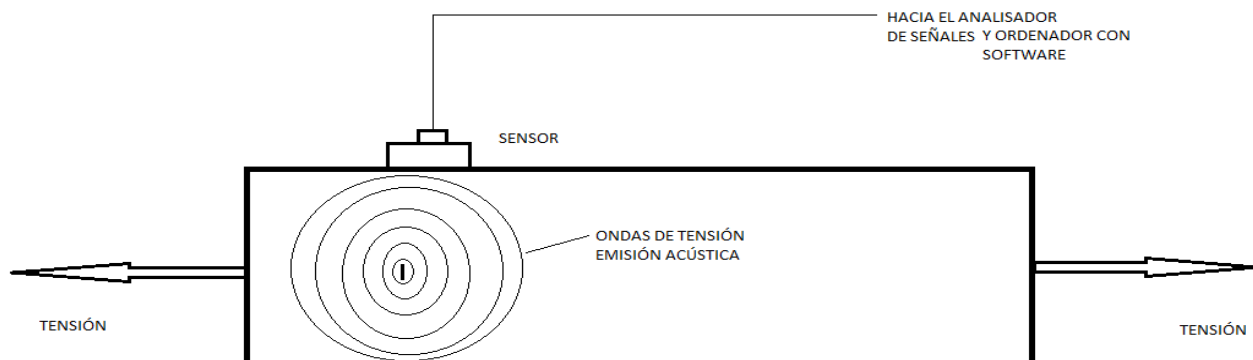


Fig. 6.24. Esquema del principio de emisión acústica.



Fig. 6.25. Probeta con el detector de sonido y extensómetro montado en la máquina de tracción. LERM. Universidad Fig.6.26. Probeta pulida antes del ensayo. Laminado ($0_3/90_4/0_3$)

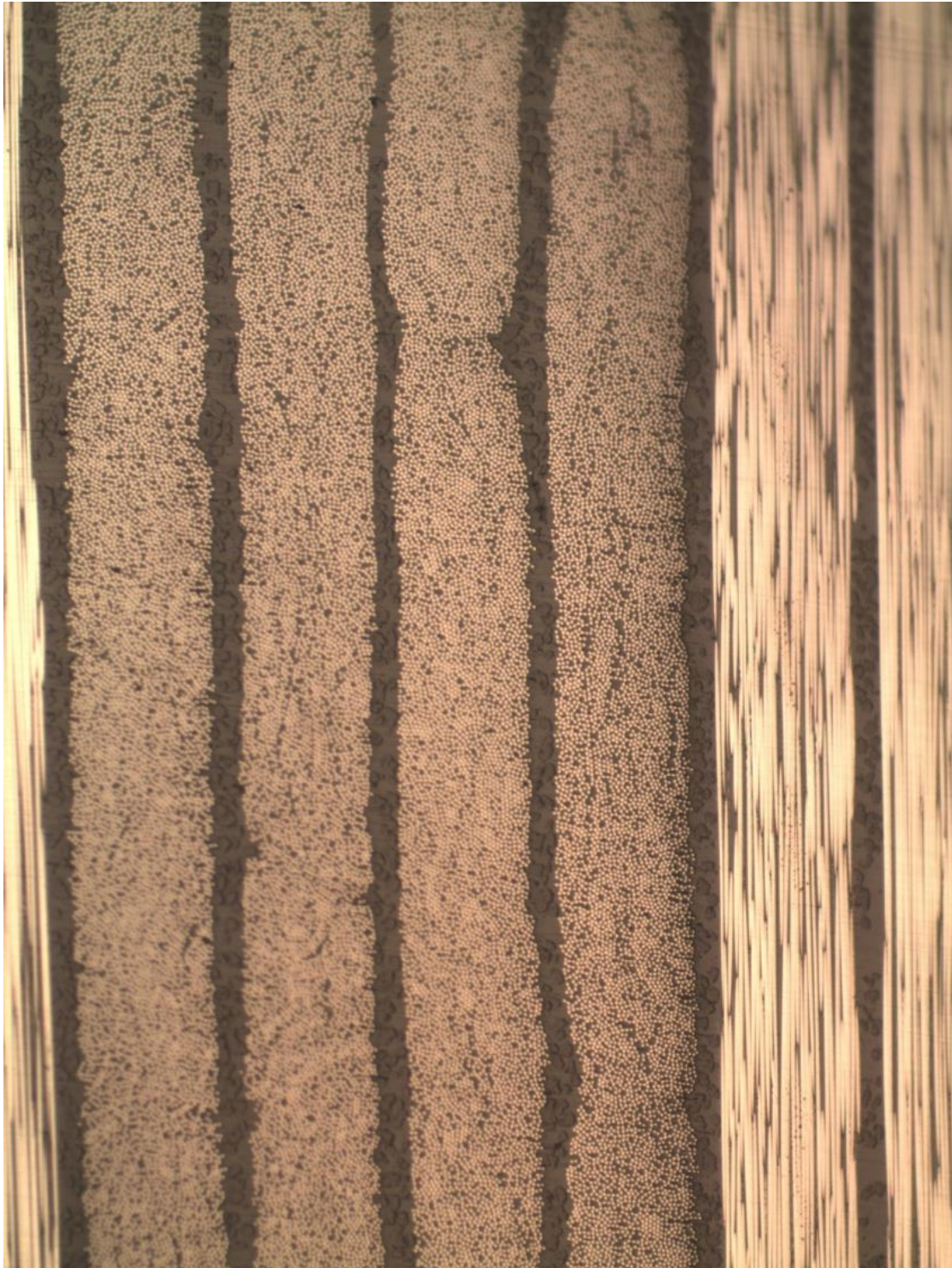


Fig. 6.26. Probeta pulida antes del ensayo. Laminado ($0_3/90_4/0_3$)

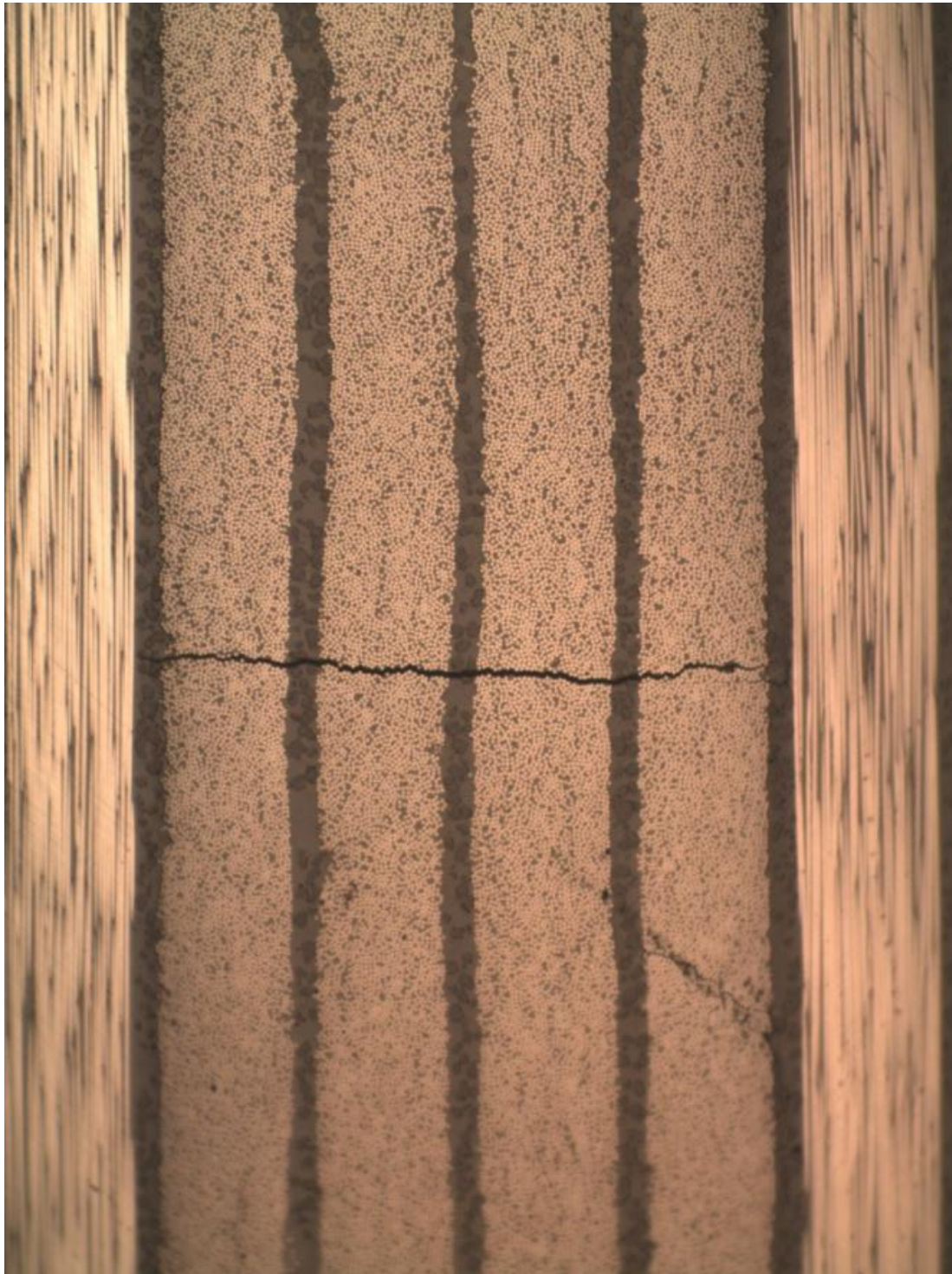


Fig. 6.27. Grieta transversal al primer sonido emitido. Laminado ($0_3/90_4/0_3$)

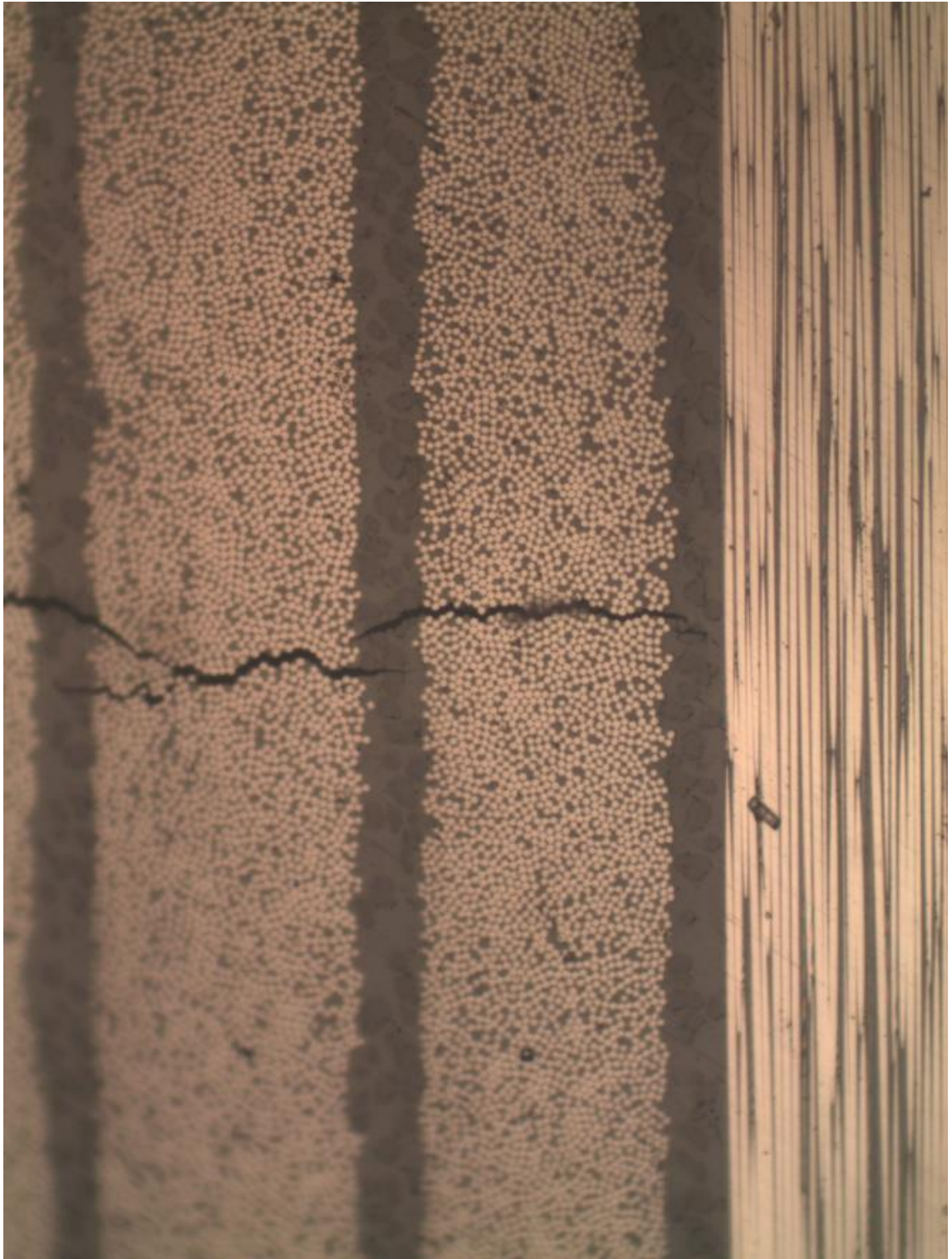


Fig. 6.28. Tres grietas transversales. Laminado ($0_3/90_4/0_3$)

Se realizó un tercer ensayo con una probeta virgen pulida de la serie $0_2/90_8/0_2$. En este caso, lo que se pretende es aumentar la carga axial gradualmente hasta un límite antes de alcanzar la carga de rotura de la probeta; parar el ensayo y observar la probeta en el microscopio para visualizar el comportamiento de la grieta transversal en la cercanía de la interfaz $90^\circ/0^\circ$.

De este modo, la Figura 6.29 muestra la carga aplicada en función del desplazamiento del extensómetro. Como se puede observar la tendencia es lineal hasta alcanzar 1.600 kilogramos a un desplazamiento de 0.3 milímetro. A partir de éste punto, la curva asciende a 1.800 kilogramos con un desplazamiento de 0,46 milímetros; esto implica que la rigidez de la probeta se redujo a casi la mitad. Esta disminución de la rigidez se relaciona a la aparición de la grieta transversal en la probeta. Una nota de precaución en este ensayo es que se debe retirar el extensómetro para no dañarlo cuando se aproxima a la carga de rotura de la probeta, en este caso se retiró a 2.600 kilogramos. (carga de rotura es 3.668,16 Kilogramos, ver tabla 6.4, si la gravedad g se aproxima a 10 m/seg^2). En este ensayo también se colocó el dispositivo de detección de sonido para monitorear la emisión de sonido cuando aparece la grieta. Por consiguiente, el número de emisión de sonido aumentó en la misma medida de aparición de grieta cuando la carga se aumentó gradualmente. El extensómetro se retira cuando la emisión de sonido cambia a un sonido continuo y crujiente. En la figura 6.30 se tiene una grieta transversal en la cercanía de la interfaz $0^\circ/90^\circ$. Ahí se observa que la grieta transversal creció de forma inestable hasta alcanzar la zona rica en resina, sin poder llegar hasta la interfaz $0/90$. La figura 6.31, muestra la misma grieta con una magnificación 10x; aquí se observa como la grieta transversal ha alcanzado la zona rica en resina y al mismo tiempo se ve cómo, en la dirección perpendicular a la grieta, la despegue entre la fibra/matriz para varias fibras en ambas direcciones. En la Figura 6.32 se observan dos grietas separadas a una distancia aproximada de 0,6 milímetros, luego de realizar un conteo visual del número de fibras (diámetro de la fibra 10 micrones y hay 60 fibras aproximadamente). En esta figura se ve la penetración de ambas grietas transversales en la zona rica en resina y la extensión de las misma hasta la interfaz $0/90$, donde ambas grietas se detienen de manera estable debido a la presencia de una zona mucho más rígida como lo es la lámina a 0° .

Como se puede observar en éste último ensayo, con la misma probeta $0_2/90_8/0_2$, se demuestra la aparición y evolución de varias grietas transversales localizadas en diferentes sitios de la probeta; hay sitios donde sólo hay una grieta transversal, otro con dos grietas transversales y un sitio particular donde se ve la coalescencia de dos grietas transversales, figura 6.33, para originar una sola grieta transversal direccionada hacia la interfaz $0/90$, donde la grieta transversal tiende a detenerse debido a una mayor rigidez en la lámina orientada a cero grado, para luego progresar a lo largo de la interfaz $0/90$.

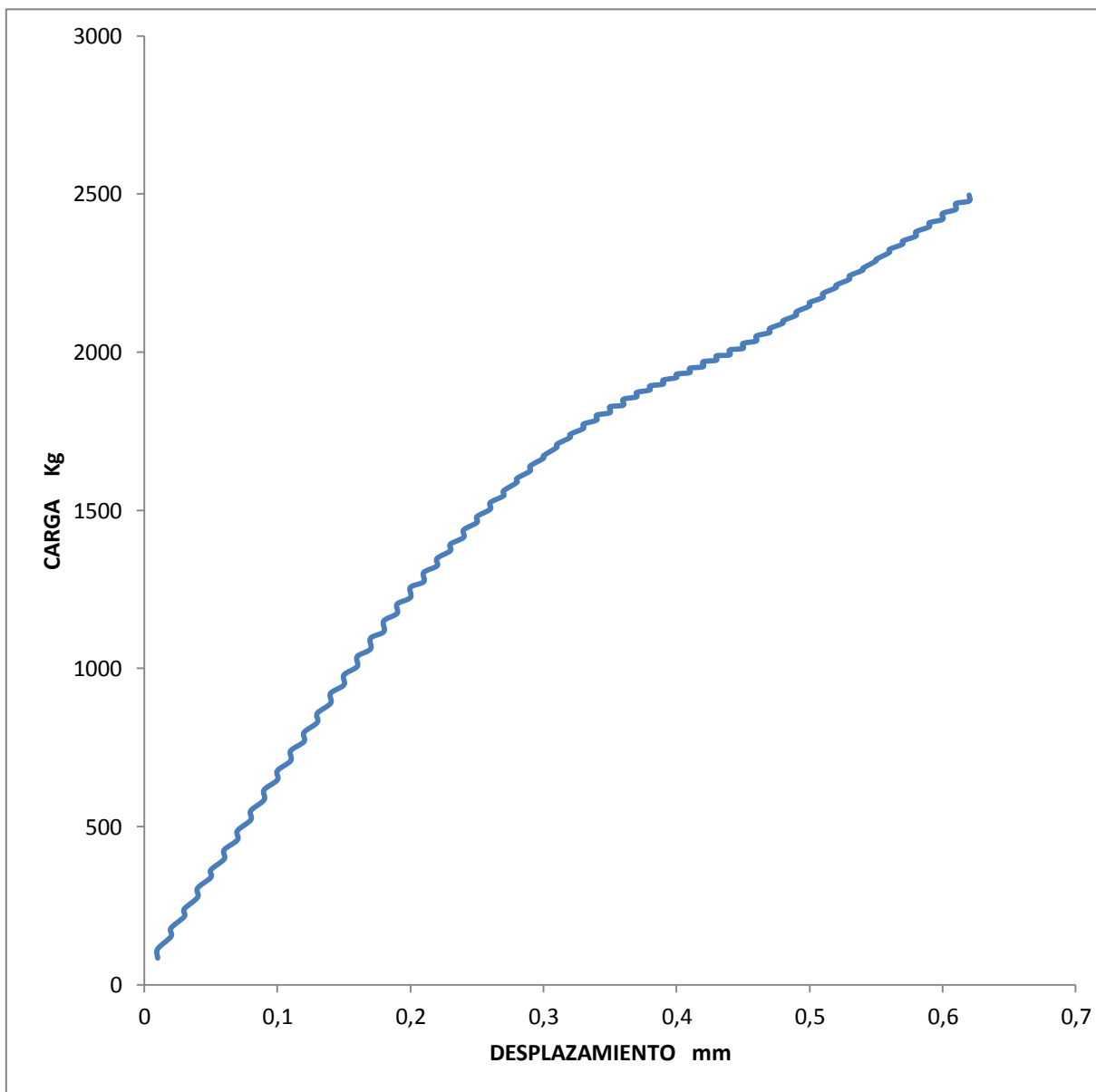


Fig. 6.29. Carga aplicada vs desplazamiento del extensómetro. Laminado $O_2/90_8/O_2$

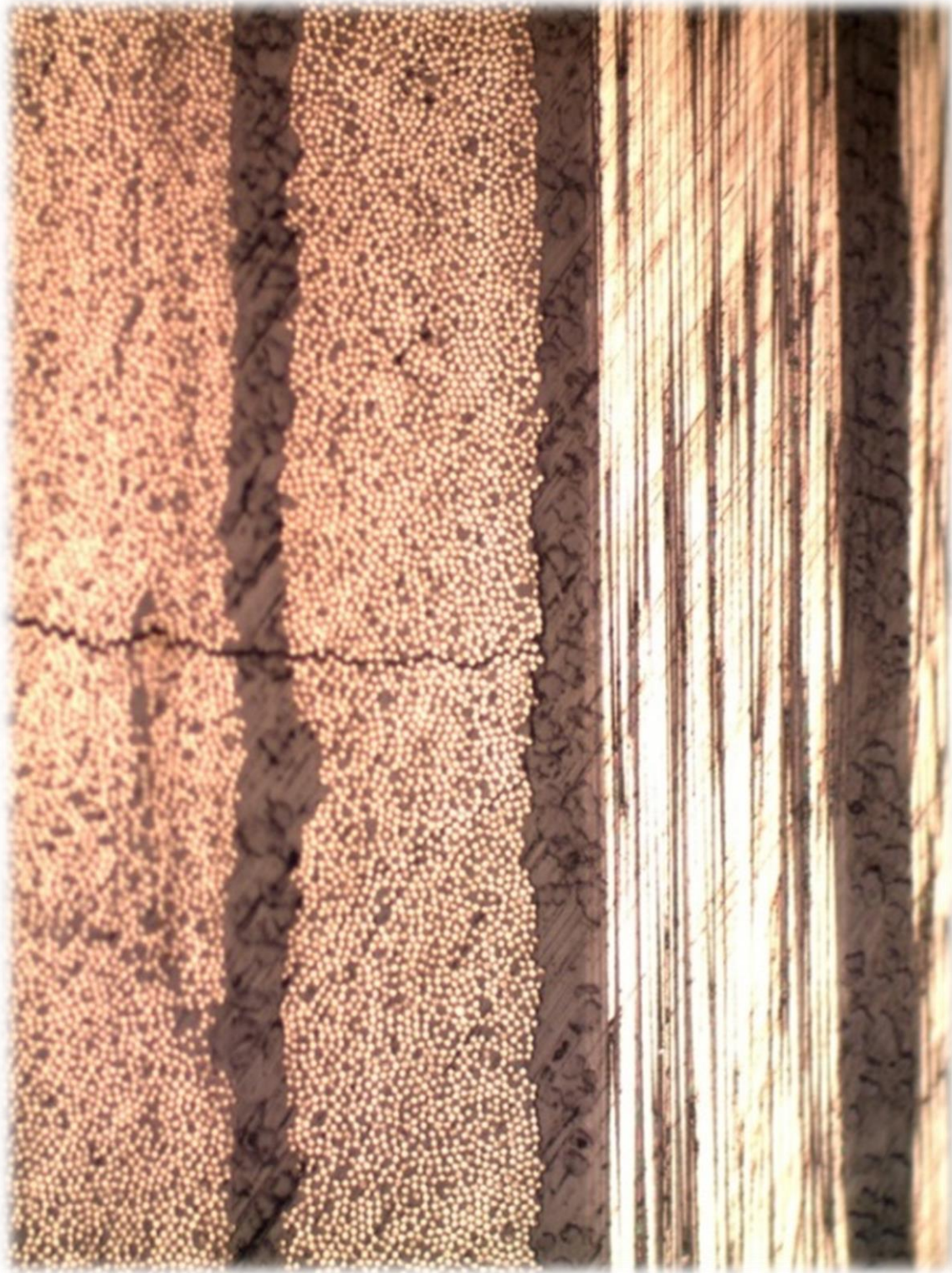


Fig. 6.30. Grieta cerca de la interfaz $0^\circ/90^\circ$. Laminado $0_2/90_8/0_2$



Fig. 6.31. Grieta cerca de la interfaz $0^{\circ}/90^{\circ}$. Magnificado a 10x. Laminado $0_2/90_8/0_2$

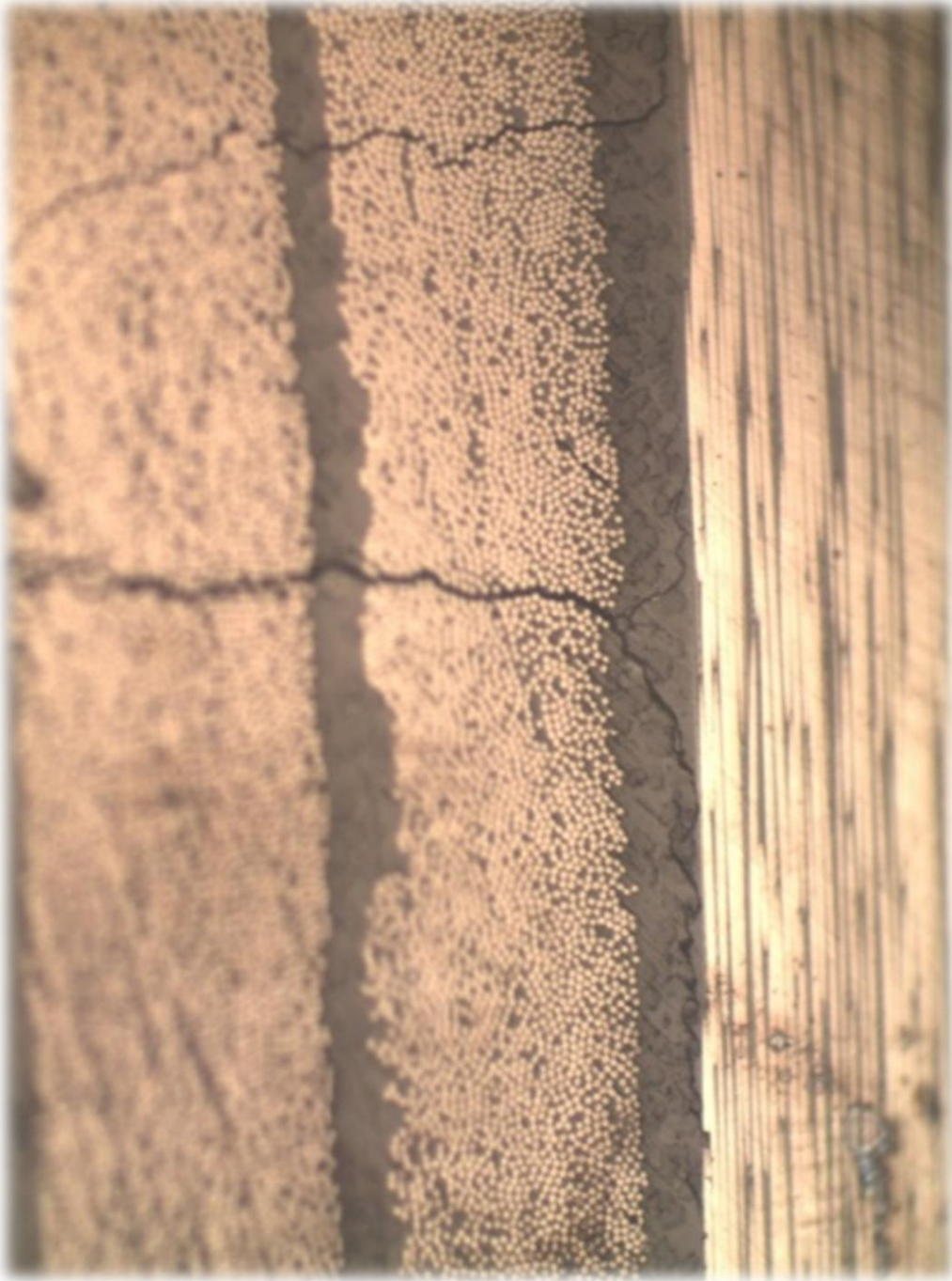


Fig. 6.32. Dos grietas cerca de la interfaz $0^\circ/90^\circ$. Magnificado 20x. En otra posición.

Laminado $0_2/90_8/0_2$.



Fig. 6.33. Coalescencia de grietas en la interfaz $0^\circ/90^\circ$. Magnificado 60x. Laminado $0_2/90_8/0_2$.

CAPÍTULO VII. Conclusiones y desarrollo futuro

Se ha observado que a través de la siguiente investigación, el proceso de agrietamiento transversal en la lámina a 90° primero se inicia con el despegue de la interfaz fibra matriz y la progresión a lo largo de la interfaz; seguidamente aparece el kinking de la grieta y la coalescencia con otros daños micromecánicos, para luego alcanzar el tamaño de la grieta de Griffith que progresa hasta la interfaz $0/90$.

Sin embargo, en la presente investigación sólo se ha analizado el despegue de la interfaz fibra matriz para un ángulo de 30° y se ha calculado el Índice de Disipación de Energía. En otro apartado se ha incluido el análisis numérico utilizando un modelo de Zona Cohesiva Bilineal con el Método de Elementos Finitos en el agrietamiento transversal. En este particular, se han estudiado la influencia del tamaño y posición de la grieta en la zona cohesiva y la influencia de separación de la grieta en la misma zona.

Para complementar el análisis numérico del proceso de agrietamiento transversal, se han fabricado y ensayado un conjunto de probetas. Para este efecto, se ha realizado una técnica alterna de emisión acústica, implementando un dispositivo de captación de sonido o micrófono conectado a un ordenador en el cual reside una aplicación informática de monitoreo de señales acústica y se ha podido detectar el momento del primer fallo. También se ha comprobado el efecto de tunneling al verificar en el microscopio disponible la aparición de la grieta transversal al otro lado de la probeta.

Conclusiones

Las conclusiones y aporte de esta investigación están basados en los siguientes puntos:

- En cuanto al despegue de la interfaz fibra matriz, se ha determinado el Índice de Disipación de Energía para un ángulo de 30° . El resultado ha sido coherente con los resultados analíticos de la Mecánica de la Fractura en Modo I presentados por los investigadores en el área.
- Los resultados del análisis de tensiones que se han presentado en el despegue de la interfaz fibra matriz están dentro de los límites impuestos en las técnicas numéricas, ya que dichos resultados se ajustan muy bien a las tensiones analíticas propuestas en la literatura técnica específica. Esto implica que el mallado utilizado en la resolución del problema ha sido suficiente en la obtención de los resultados.
- En el apartado dedicado al agrietamiento transversal se ha partido con un modelo numérico que incluye la geometría completa del problema a diferencia de los modelos que aprovechan la simetría total y se ha demostrado que la hipótesis de iniciar el modelo simplificado con una grieta central y de un solo tamaño es correcta.

- Así mismo, se ha hecho variar el tamaño y la posición de la grieta inicial, y ha quedado demostrado que partiendo de dos o tres tamaños y en dos posiciones distintas, los resultados obtenidos, en cuanto al campo de tensiones analizadas, han demostrado que llegan a la misma situación; esto es, que se ha corroborado la idea del uso de la simetría total para este tipo de análisis.
- En cuanto a la influencia de la separación de la grieta, se ha demostrado que mientras más pequeña es la distancia entre grietas, menor es la máxima tensión normal a tracción y dicha tensión tiende a cero cuando se alcanza la interfaz 0/90.
- Los resultados de los ensayos de tracción han arrojado la evidencia del agrietamiento transversal en la interfaz 0/90 de las probetas, y se ha podido comparar, cualitativamente, dichos resultados con los expuestos en el análisis numérico.

Desarrollo Futuro.

Como desarrollo futuro a corto plazo, se pretende continuar con el mismo modelo bidimensional a nivel micromecánico, pero aumentando el ángulo de despegue de la interfaz fibra matriz, hasta alcanzar la penetración de la grieta en la matriz; conocido como "kinking" en la literatura. Aquí se propone utilizar la misma técnica del cierre de grieta virtual (VCCT).

En el modelo a nivel mesomecánico se intentarían dos objetivos: Primero, realizar un análisis de la evolución de la grieta y la fuerza aplicada. Para esto, se procede a extraer del fichero de resultados (list results) de ANSYS el desplazamiento horizontal en los elementos que están en contacto con el ligamento de la zona cohesiva y su respectiva fuerza en la dirección vertical. Graficar la fuerza aplicada y el desplazamiento horizontal y repetir para diferentes espesores de la lámina a 90°. Segundo, prolongar la zona cohesiva hasta incluir la interfaz 0/90 a una distancia mínima hacia arriba y hacia abajo (en forma H) con un agrietamiento transversal en la matriz con fibras orientadas a 90° y sometidas a una carga de desplazamiento en la dirección de las láminas a 0°. De esta manera, se puede analizar numéricamente el fallo por delaminación inducida debido al agrietamiento transversal. Se propone utilizar el modelo de zona cohesiva bilineal y la técnica de los elementos finitos.

A mediano plazo y para completar el análisis del agrietamiento transversal en la lámina a 90°, se sugiere un modelo numérico tridimensional. Así se podría estudiar el estado de tensión tridimensional y la evolución de la grieta en la lámina a 90° y en la interfaz 0/90. Se usaría un modelo de zona cohesiva bilineal 3D con la técnica de los elementos finitos.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Alfano, G., & Crisfield, M. (2001). Finite Element Interface Models for Delamination Analysis of Laminated Composites. Mechanical and Computational Issues. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 50(7), 1701-1736.
- Anderson, T. (1995). *Fracture Mechanic: Fundamental and Applications*. Boca Raton: CRC Press.
- ANSYS V14. (s.f.). USA.
- Barenblatt, G. (1959). The formation of equilibrium cracks during brittle fracture. General ideas and hypothesis. Axiallysymmetric crack. *Prikl. Matem. I mekham* 23, 434-444.
- Berthelot, J., & Le Corre, J. (2000). A model for transverse cracking and delamination in cross-ply laminates. *C 60omposite Science and Technology*, 1055-1066.
- Blázquez, A., Mantic, V., Paris, F., & McCartney, L. (2008). Stress state characterization of delamination cracks in (0/90) symmetric laminates by BEM. *International Journal of Solid and Structure* 45 , 1632-1662.
- Correa, E., París, F., & Mantic, V. (2003). "Kinking" de grietas transversales de interfase entre fibra y matriz de materiales compuestos fibrosos. *Asociación Española de Materiales Compuestos. AEMAC Vol II*, 743-751.
- Davis, R. (1980). *Thesis Projects in Science and Engineering*. New York: St. Martin's Press, Inc.
- Doblare, M., Espiga, F., Garcia, L., & Alcantud, M. (1990). Propagación de grietas en materiales ortótropos mediante los elementos de contorno. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería. Vol 6, 3*, 363-385.
- Dugdale, D. (1960). Yielding of steet containing slits . *Journal of Mechanics and Physic of Solid* 8, 100-104.
- England, A. (1965). A crack between dissimilar media. *J. Appl. Mech.* 32, 400-402.
- Erdogan, F. (1965). Stress distribution in bonded dissimilar materials with crack. *J. Mech. 32Appl.* , 403-410.
- Garrett, K., & Bailey, J. (1977). Multiple transverse fracture in 90° cross-ply laminates of a glass fibre-reinforced polyester. *Journal of Materials Science* 12(1), 157-168.

- Geubelle, P., & Baylor, J. (1998). Impact-induced delamination of laminated composites: a 2D simulation. *Composites Part B Engineering* 29, 589-602.
- González, C., & Llorca, J. (2007). Mechanical behavior of unidirectional fiber-reinforced polymers under transverse compression: Microscopic mechanisms and modeling. *Composite Science and Technology Article in press*.
- Herakovich, C. (1998). *Mechanics of Fibrous Composites*. New York: John Wiley & Sons, Inc.
- Irwin. (1958). *Fracture Handbuch der Physik*.
- Jayaraman, K., Reifsnider, K., & Swain, R. (1993). Elastic and thermal effects in the interphase:part II. Comments on modeling studies. *Journal of Composites Technology and Research* 15 (1), 14-22.
- Jessen, M., Zuidema, J., & Wanhill, R. (2002). *Fracture Mechanics*. Delft University.
- Jones, R. (1975). *Mechanics of Composite Materials*. Washington,D.C.: McGraw-Hill Book Company.
- Jong, H.-J. (2006). Transverse Cracking in Cross-ply Composite Laminate-Detection in Acoustic Emission and Source Characterization. *Journal of Composite Material Vol. 40*, 37-69.
- Lekhnitskii, S. (1968). *Anisotropic Plate*. New York: Gordon and Breach.
- Leski, A. (2007). Implementation of the virtual crack closure technique in engineering FE calculation. *Finite Elements in Analysis and Design* 43, 264-268.
- Malyshev, B., & Salganik, R. (1965). The strength of adhesive joints using the theory of crack. *Int. Fract. Mech. I*, 114-128.
- Mantic, V., Blázquez, A., Correa,E., & París, F. (Article in press). Analysis of interface crack with contact in composites by 2D BEM. *Article in press*.
- Mazumbar, S. (2002). *Composites Manufacturing Materials, Product and Process Engineering*. Boca Raton: CRC.
- Needlemen, A. (1987). A continuum model for void nucleation by inclusion debonding. *Journal of Applied Mechanic* 54, 525-531.
- París, F., Blázquez, A., McCartney, L., & Barroso, A. (2010). Characterization and evolution of matrix and interface related damage in (0/90)s laminates under tension. Part II: Experimental evidence. *Composite Science and Technology*.

- Paris, F., Blázquez, A., McCartney, L., & Mantic, V. (2000). Characterization and evolution of matrix and interface related damage in (0/90)s laminates under tension. Part I: Numerical predictions. *Composite Science and Technology*.
- París, F., Cañas, j., Marín, J., & Barroso, A. (2008). *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*. Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingenieros.
- Paris, F., Cañas, J., Marin, J., & Barroso, A. (2009). *Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos*. Sevilla, España: Escuela Técnica Superior de Ingenieros. Universidad de Sevilla.
- París, F., Correa, E., & Cañas, J. (2003). Micromechanical view of failure of the matrix in fibrous composite material. *Comput. Sci. Technol.* 63, 1041-1051.
- París, F., Correa, E., & Mantic, V. (2007). Kinking of transverse interface cracks between fibre and matrix. *J. Appl. Mech-Trans.ASME* 74, 703-716.
- Rice, J. (1988). Elastic fracture mechanics concepts for interfacial cracks. *J. Appl. Mech.* 55, 98-103.
- Rice, J., & Sih, G. (1965). Plane problems of cracks in dissimilar media. *J. Appl. Mech.* 32, 418-423.
- Rybicki, E., & Kanninen. (1977). A finite element calculation of stress intensity factor by modified crack closure integral. *Engineering Fracture Mechanics Vol 9*, 931-938.
- Tong, H. (2006). Transverse stiffness properties of unidirectional fiber composite containing debonding fiber. *Composite Part A38 Applied Science and Manufacturing*, 682-690.
- Turon, A., Dávila, C., Camanho, P., & Costa, J. (2007). An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Engineering Fracture Mechanics* 74, 1665-1682.
- Varna, J., Paris, F., & del Cano, J. (1997). The effect of crack-face contact on fiber/matrix debonding in transverse tensile loading. *Composite Science and Technology* 57, 523-532.
- Wang, A. (1984). Fracture Mechanics of Sublaminar Cracks in Composite Material . *Composite Technology Review Vol 6 No 2*, 45-62.
- Williams, M. (1959). The stress around a fault of crack in dissimilar media. *Bull. Seismol. So. Am.* 49, 199-204.

Xu, X., & Needleman, A. (1993). Void nucleation by inclusion debonding in crystal matrix.
Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering 1 (2), 111-132.